publikace 4+ publication

Su-22

M–4, UM–3K

Bi-lingual
English/Czech

Su-22 M-4, žlutá 4012, 20. stíhací bombardovací letecký pluk, Náměšť nad Oslavou, říjen 1990.
Su-22 M-4, yellow 4012, 20th Fighter Bomber Regiment, Náměšť nad Oslavou, October 1990.

Historie letounů řady Su-17/22

O tom, zda lze letoun Su-7 a jeho následníky Su-17/20/22 považovat za vývojovou řadu jednoho typu, je možno diskutovat. Srovnání geneze i konstrukce letounu vypovídá o kontinuitě a teorii potvrzuje. Koneckonců, v souladu je i kód NATO, jež všechny tyto letouny označuje jménem „Fitter" a podporuje tak názor, že jak „sedmičky", tak i ony další letouny jsou přími příbuzní.
Su-7 vznikl jako nadzvukový frontový stíhací bombardér. Prvními sériovými letouny byly Su-7B, další verze nesly označení Su-7BM, Su-7BMK a Su-7BKL, dvoumístné cvičně-bojové letouny pak Su-7U, Su-7UM a Su-7UMK. Poháněl je mohutný a dosti „žíznivý" motor AL-7F konstrukce A. M. Ljulky. Vysoká spotřeba paliva rapidně zkracovala dolet letounu zvláště při rostoucím užitečném zatížení. Jinak byl letoun překvapivě obratný a nevykazoval téměř žádné „zrádné" letové vlastnosti. Křídlo s velkým šípem náběžné hrany (63°) však vyžadovalo při startu a přistání velký úhel náběhu a vyšší rychlost. Již nevyhovující výkony letounu vedly na počátku 60. let k úvahám o východiscích z nastalé situace. V té době se západní experti zabývali řešením obdobných problémů a naděje se vkládaly do konstrukce křídla s proměnnou geometrií. První teoretické studie byly výsledkem agilního německého válečného výzkumu a další poznatky přinesli výzkumníci ve Velké Británii a USA v 50. a na počátku 60. let. NASA (americký výzkumný ústav v oboru letectví a kosmonautiky) po aerodynamických testech a tehdy i rozsáhlých počítačových studiích a simulacích navrhla optimální umístění otočných čepů v rozměrném centroplánu asi ve čtvrtině rozpětí. Tím se americký návrh lišil od britských projektů, které uvažovaly s otočnými body v trupu nebo v kořeni křídla. Koncepce NASA minimalizovala značný pohyb působiště vztlaku při přestavování křídla mezi krajními polohami a našla svoji realizaci v sériových letounech F-111, F-14, B-1, Tornado a jak je patrné, také u letounů řady MiG-23/27, Su-24, Tu-160 aj. Rovněž OKB P. O. Suchoje se rozhodlo přijmout ideu měnitelné geometrie křídla a pod vedením N. G. Zynina vylepšit svůj Su-7. První studie naznačily, že při pouhé aplikaci poznatků NASA na drak Su-7 by umístění otočných čepů a dutého úseku pro zasunutí křídla vyšlo přímo do prostoru podvozkových šachet, což by byl již podstatný zásah nejen do centroplánu, ale i do konstrukce trupu. Protože však požadavek zněl na co nejmenší změny draku, bylo rozhodnuto posunout čepy prakticky do poloviny rozpětí. Poměry proudění na horní straně křídla vyřešil aerodynamický plůtek na přechodu pevné a pohyblivé části. Rozdíly v ovladatelnosti letounu při změně geometrie byly potlačeny snížením rychlosti přestavování křídel a změnou nastavení stabilizátoru v závislosti na jejich šípovitosti. Křídlo dostalo rozměrné přistávací klapky na pevnou i pohyblivou část a sloty na vnější část. Všechny uvedené změny byly zkoušeny na upraveném draku Su-7BMK. Trup s ocasními plochami, centroplánem a pohonnou jednotkou zůstal shodný, křídlo bylo překonstruováno. Takto upravený letoun nesl označení S-22I nebo Su-7IG (Fitter B) a první vzlet uskutečnil 2. srpna 1966. Obavy, že zůstane s výkony a vlastnostmi na úrovni původního Su-7 kvůli zvýšené hmotnosti křídla (cca o 400 kg více) a zmenšené zásobě paliva, se nepotvrdily. Naopak, podstatně se zlepšily parametry startu a přistání, zvýšila se obratnost, dolet a nosnost. Přestavování křídel nemělo podstatný vliv na změnu letových vlastností a posun aerodynamického těžiště činil pouze 2%. Pro nové letouny bylo vybráno označení Su-17, pro export nejprve Su-20 a od poloviny sedmdesátých let Su-22.

Su-17 (Fitter C) byly první sériové letouny vyráběné na základě prototypu S-32. Ten se od Su-7IG lišil v některých částech draku, křídlo zůstalo prakticky shodné. Jeho přestavování řídil pilot ručně a bylo jej možné nastavit do tří poloh, dvou krajních (30° a 63°) a mezipolohy (45°). V polovině centroplánu byl ještě jeden menší aerodynamický plůtek. Za základ posloužil trup dvoumístné verze Su-7UMK s mírně zvětšeným průřezem. Kabina dostala nový, dozadu vzhůru odklopný překryt, přecházející do úzkého hřebene sahajícího až ke kýlovce a obsahujícího hlavně táhla řízení a kabely. Z trupu zmizely dva boční kabelové kryty a odvětrávací otvory, tak charakteristické pro všechny verze „sedmiček". Změnil se tvar padákového pouzdra a v kořenu kýlovky se objevily kryty antén. Trubice PVD na pravé straně přídě obdržela další snímače a na levé straně přibyla záložní. Změn doznaly tvary a umístění lapačů na zadní části trupu. Ve výzbroji zůstaly dva kanóny NR-30 ráže 30 mm v kořenech křídel. Pod centroplánem byly čtyři závěsníky a další čtyři byly umístěny po párech pod střední částí trupu. Letoun nesl širokou paletu protizemní výzbroje a pro svoji ochranu i protiletadlové rakety R-3S.

Su-17M (Fitter C) byla původní „sedmnáctka" s úpravami dle poznatků z provozu. Nejdůležitější změnou byl nový motor AL-21F, který měl o pětinu vyšší tah a menší měrnou spotřebu paliva než původní AL-7F. Výkony letounu vzrostly, např. nosnost se zvýšila dvakrát a délka startu a přistání se zkrátila o cca 40%. Došlo také ke změnám ve vstupním ústrojí. Ruční ovládání přestavení křídla se změnilo na poloautomatické, kdy pilot pouze volil hodnotu úhlu. Pozdější série dostaly snímač úhlu náběhu na levou stranu přídě.

Su-17MK nebo **Su-20** (Fitter C) byla exportní verze výše popsaného letounu, který se dostal do výzbroje Polska a Egypta.

Su-17R, resp. **Su-20R** (Fitter C) byla průzkumná verze s jedním centrálním trupovým závěsníkem pro průzkumný kontejner. Přístrojové vybavení a ovládací prvky v kabině byly částečně změněny s přihlédnutím k jiným úkolům.

Su-17M-2D (Fitter D) nesl značně vylepšené přístrojové vybavení. Radarový dálkoměr byl nahrazen laserovým, umístěným ve středovém kuželu a přibyl také dopplerovský měřič rychlosti a snosu DISS, umístěný v rozměrném krytu pod přídí trupu. Příď byla prodloužena o 380 mm. Anténa identifikačního zařízení se přestěhovala až za přední podvozkovou šachtu.

Su-22M-2K (Fitter F) byla exportní verze Su-17M-2D. Přístrojové vybavení bylo redukováno s ohledem na zákazníka (např. byl odstraněn laserový dálkoměr). „Podbradek" pod přídí byl poněkud menší a posunut vzad. Největší změnou však byla nová pohonná jednotka. Tou se stal motor konstrukční kanceláře Tumanského s označením R-29B, poháněj ící některé letouny řady MiG-23. Hlavním důvodem byla možnost unifikace pohonných jednotek u menších letectev „třetího světa", vybavovaných sovětskou technikou. Jejich stíhací letectva tvořily často letouny MiG-23 a shodný motor byl vítaným zlevněním údržby a provozu. Vestavba R-29B si vyžádala rekonstrukci motorové sekce. Ta musela být poněkud objemnější, protože motory R-29B mají větší průměr než AL-21F. Kýlová plocha dostala velký přechod do hřebene a vstupy chladicího vzduchu na zadní části trupu byly jinak rozmístěny. Letouny byly exportovány do Libye a do Peru.

Su-17M-3, resp. **Su-22M-3** (Fitter H) vznikl radikální rekonstrukcí „em dvojky". Hlavní ideou bylo začlenění všech systémů přímo do draku, zvětšení zásoby paliva a také zlepšení výhledu z kabiny. Přední část trupu byla proto nově vyvinuta. Její osa byla sklopena o 3° a vnitřní konstrukce uzpůsobena pro umístění všech modulů systémů. DISS byl vestavěn do spodní části před podvozkovou šachtu. Dva přistávací světlomety byly zastavěny do přídě vně podvozkové šachty. Kabina přecházela do mohutného aerodynamického hřbetu obsahujícího hlavně moduly avioniky a nádrž paliva s centrálním plnicím otvorem. Plocha kýlovky se zvětšila prodloužením horní části. Ke zlepšení směrové stability přispěla i pevná kýlová plocha pod zadní částí trupu. Sedadlo bylo typu K-36M. Počet závěsníků zůstal nezměněn. Letouny pozdějších sérií dostaly ještě jeden menší pylon, umístěný na centroplánu mezi oběma stávajícími a určený pouze k nesení protiletadlových raket, buď R-60 na vypouštěcím zařízení APU-60 nebo dle některých pramenů i „staré známé" rakety R-3S na adaptéru APU-13. Tím se uvolnily závěsníky s vyšší nosností pro nesení ofenzivní výzbroje nebo přídavných nádrží a současně byla zajištěna obrana letounu. Pro pasivní obranu byly na zadní části trupu montovány výmetnice klamných cílů ASO. Opět byla zachována možnost zástavby obou výše zmíněných motorů. Verze s motorem R-29B nese označení NATO Fitter J, zadní části trupu jsou opět mírně odlišné. Kromě země vzniku

se letouny této verze ocitly v Maďarsku, Libyi, Angole, Peru, Lidové demokratické republice Jemen a Jemenské arabské republice.

Su-17M-4, resp. **Su-22M-4** (Fitter K) je dosud poslední jednomístnou verzí. Jedinou vnější změnou je tepelný výměník v přechodové části hřebene s charakteristickým vstupem a dvěma bočními výstupy. Ne tak obvyklé umístění vstupu vzduchu použila konstrukční kancelář také u svých dalších letounů Su-24 a Su-25. Mírně odlišný je počet a rozmístění anténa vstupů chladícího vzduchu na motorové sekci. Množství výmetnic ASO se zvětšilo ze dvou na čtyři. Letoun je upraven pro nižší rychlosti a nemá tudíž stavitelný kužel vstupního ústrojí. Mnoham více změn se však týká přístrojového vybavení. Letoun jako první z řady obdržel palubní počítač, který je srdcem navigačně-zbraňového systému snižujícího pilotovo zatížení během letu. Pod zadní část trupu je možno podvěsit pouzdro EA-38 obsahující aparatury registrující činnost nepřátelských radiolokátorů a přenášející potřebná data do naváděcích soustav protiradiolokačních střel. Navigační vybavení je bohaté a jeho základ tvoří dvě soustavy pracující v pásmech VHF a UHF. Letoun má obvyklou sadu radionavigačních a rádiových přístrojů doplněnou již známým dopplerovským systémem DISS-7. Jak je u novějších sovětských konstrukcí obvyklé, letoun je vybaven i palubním záznamovým a diagnostickým systémem. Data jím zaznamenaná lze po přistání přenést do pozemního vyhodnocovacího zařízení. Rozsah vybavení se ovšem liší dle možností a požadavků zákazníků, nejbohatěji jsou zřejmě vybaveny letouny bývalého sovětského letectva a letectev států zaniklé Varšavské smlouvy. Nouzové opuštění letounu zajišťuje sedadlo K-36DM. Zlepšené vlastnosti však byly vykoupeny větší složitostí a s tím zvětšenými nároky na dobu i pečlivost údržby a předletové přípravy. To činilo u řadových útvarů zvyklých na předchozí jednodušší letouny značné obtíže a dle dostupných informací se této skutečnosti nevyhnul ani počátek jejich služby v čs. letectvu.
Řada letounů Su-17/20/22 obsahuje samostejmě i dvoumístné cvičně-bojové letouny, odvozené od základních jednomístných verzí.

Su-17UM-2D, resp. **Su-22UM-2D** (Fitter E) je první „spárkou", vyráběnou na základě verze M-2D pro sovětské letectvo s motorem AL-21F a pro export s motorem R-29BS. Přední částí trupu byla již podobná verzi M-3. Instruktorův pilotní prostor je umístěn za původním. Překrytí předního kokpitu nemá střední zpětné zrcátko, zadní má naopak mrcadlový periskop umožňující sledování prostoru před přídí. Svislé ocasní plocha je staršího nižšího typu. Levý kanón je vypuštěn, ale letoun má takřka plnou schopnost bojového použití jako jednomístné stroje.

Su-17UM-3, resp. **Su-22UM-3K** (Fitter G) vychází z jednomístné „sedmičky", tj. má na rozdíl od předchozí verze zvýšenou SOP a pomocnou kýlovou plochu pod trupem, ale nemá ještě palubní počítač. Instruktor má možnost simulovat některé závady a nestandardní situace pomocí speciálního panelu na přístrojové desce. Na rozdíl od verze M-3 tyto letouny nemají střední kýlovou plochu. Od verze M-4 není známa dvoumístná varianta. Letectva s letouny Su-17/22M-4 užívají jako „spárku" Su-17/22UM-3 a dochází tím k neobvyklé situaci, kdy dvoumístná verze je rychlejší než jednomístný typ (v tomto případě je rozdíl přibližně M 2,1 ku M 1,7) díky regulovatelnému vstupnímu ústrojí.

Letouny Su-22 v čs. letectvu

Takřka třicet let byly jako bojové proudové stroje v čs. letectvu zavedeny téměř výhradně letouny řady MiG, od prvních „patnáctek" až po „třiadvacítky". Výjimku tvořilo malé množství Jak-23, bombardéry Il-28 a samozřejmě předchůdci „dvaadvacítek", známé Su-7. Dodnes není oficiálně známo, proč se představitelé čs. letectva rozhodli na počátku 60. let obrátit svojí pozornost při výběru nových letounů na produkci konkurenční kancelář P. O. Suchoje. V případě bitevníku Su-25 byla situace jasná, jiný stroj této kategorie v zemi tehdy monopolního dodavatele neexistoval. U Su-22 už to tak jasné nebylo, protože v inventáři čs. letectva již byl zaveden stíhací bombardér MiG-23BN. Rozhodla zřejmě příbuznost se „sedmičkami", které byly v té době již za zenitem své výkonnosti a prakticky dožívaly, a předpoklad úspěšného zvládnutí dosti podobného, ale již složitějšího stroje.
Do Československa se první Su-22M-4 a Su-22UM-3 dostaly v březnu 1984. Letouny zformovaly jednu leteckou (první), výzbroj dvou dalších tvořily dosavadní MiG-21R, L-29R a roj Il-14. V současné době působí tento pluk s přídomkem „Atlantický" z letiště Hradec Králové, pouze s letouny Su-22 a MiG-21R. L-29R byly vyřazeny v roce 1989. V dalších letech přicházely zbylé objednané letouny, tentokrát pro stíhací bombardovací pluky. Všechny Su-22 přišly v rozebraném stavu, kompletovaly se na letištích v Hradci Králové a Náměšti nad Oslavou a zaškolovala je skupina sovětských pilotů, kteří také vyškolili první čs. instruktory. V letech 1987 až 1989 se na tyto letouny kompletně přezbrojil 20. stíhací bombardovací letecký pluk v Náměšti nad Oslavou, nesoucí nyní název „Biskajský". Zašlou slávu dříve používaných letounů připomínají dva Su-7 umístěné jako památníky vedle pojízdící dráhy. V přibližně stejné době se dostalo několik letounů obou verzí i k 6. stíhacímu bombardovacímu leteckému pluku v Přerově.
Jednomístné Su-22 byly dodány ve dvou mírně se lišících provedeních. První série nebyly ještě vybaveny TV naváděcí soustavou, tudíž na přístrojové desce chybí obrazovka systému. Sedačka má oranžové pásy, k nimž se pilot připíná pomocí postroje obleženého již na kombinéze. Tyto letouny byly při dodání vybaveny pouze zadním párem kezet ASO-2V s klamnými cíli. Přední pár montovali sovětští servisní technici až v pozdější době. Další série byly již vybavany TV naváděcí soustavou, jejíž obrazovka se ocitla na pravé straně přístrojové desky. Tím se změnilo částečně i rozmístění některých přístrojů, ovládacích a signalizačních prvků nejen na přístrojové desce, ale i na bočních konzolách. Sedačky mají odlišný systém upínacích pásů, který si pilot připíná až v letounu. Pásy jsou světle šedé. První dodané letouny měly čísla černá s bílým lemováním, existovala i čísla žlutá nelemovaná nebo s úzkým červeným či bílým lemem. Postupně dochází při revizích ke sjednocení provedení čísel na žluté, nelemované. V důsledku nesprávné interpretace výrobního čísla letounu na čtyřmístné trupové došlo u některých dříve dodaných letounů k přečíslování, např. série 27 se změnila na 22. Všechny letouny mají individuální barevné schéma.
V současnosti je v čs. letectvu celkem 57 letounů Su-22, v tomto počtu jsou zahrnuty i dvoumístné stroje. Su-22M-4 jsou ze série č. 22, 26, 27, 33, 34, 36, 38, 40 a 70, „spárky" pak ze série č. 61, 66, 71, 72, 73 a 83. Všechny letouny samozřejmě působí v taktickém letectvu. Na základě Vídeňských dohod je menší počet Su-22 zakonzervován v Přerově.

Zkušenosti se Su-22 jsou velmi dobré i přes větší složitost jejich údržby. Dá se říci, že v tomto letounu má čs. letectvo svůj nejvýkonnější stíhací bombardér. Vzhledem k vývoji situace a k možnostem nákupu nové techniky jím zřejmě i po další dobu zůstane.

Technický popis letounu Su-22M-4

Stíhací bombardovací letoun Su-22M-4 je samonosný celokovový středoplošník se šípovým křídlem, jehož vnější části mají měnitelné nastavení šípu od 30° do 63°, pivotovaným šípovým stabilizátorem a šípovou svislou ocasní plochou. Pohání jej jednoproudý turbínový motor AL-21F-3S s přídavným spalováním.

Křídlo. Pevná část křídla se skládá z úseku kanónové výzbroje, šachty hlavního podvozku, nosného skříňového a dutého (prázdného) úseku. Konstrukci tvoří podélník, hlavní a pomocné nosníky, opěrná kolejnice, žebra prvního aerodynamického plůtku, kořenové žebro, přepážka kanónové výzbroje, přední a zadní přehrada, dvě konzoly pylonů, dále žebra náběžné části, přepážky střední části a potah. V přední kořenové části je kanón se sběrnou schránkou článků nábojového pásu a lahve se stlačeným vzduchem pro jeho ovládání. Na hlavním nosníku jsou uzly pro připevnění k trupu, ukotvení hlavní podvozkové nohy, její ovládací a zajišťovací mechanismy a oka otočného čepu křídla. První nosník nese uzel pro spojení a trupovou přepážkou č. 27, druhý pak hlavní reduktor pohonu přestavitelné části křídla. To se pohybuje po kolejnici, jež je upevněna k žebru prvního nosníku. Kořenová část žebra aerodynamického plůtku tvoří kolejnici, ve které se posouvá smykadlo vztlakové klapky. Pomocný nosník nese lůžek se stlačeným vzduchem, přepážku – stěnu kanónového úseku a uzel pro připojení křídla k trupu. V náběžné hraně jsou konzoly vnějšího a vnitřního pylonu, na spodní straně mají kování se čtyřmi otvory pro jeho uchycení. Nosný úsek obsahuje hydraulické ventily slotů a klapek, potrubí, čerpadlo N53, pohon přestavitelné části křídla GMP-22 a lahve se stlačeným vzduchem. Dutý úsek je umístěn mezi aerodynamickými plůtky. Na jeho vnitřních plochách jsou teflonové pásy zabraňující odírání potahových plechů přestavitelné části křídla. Potah tvoří panely připevněné šrouby a nýty. Jeho základní tloušťka je 6 mm, zachovaná na zvláště namáhaných místech a v lemech výřezů, provozních otvorů a krytek. V úseku hlavního podvozku je zmenšena chemickým frézováním na 3 mm a v úseku výzbroje na 2 mm. Potah dutého úseku vytváří třívrstvé panely s lepenou voštinovou výplní. První a třetí aerodynamický plůtek je umístěn ve vzdálenosti 1700 mm od podélné osy letounu na spodní, resp. horní straně křídla. Druhý je vzdálen 2531 mm a ve své spodní části přechází do vnějšího pylonu.
Přestavitelná část křídla se skládá z přední náběžné části, středního palivového úseku a zadní části. Otočný čep je umístěn v průsečíku druhého aerodynamického plůtku s nosníkem. Základními částmi čepu jsou dvě oka – horní a dolní – na obou částech křídla. Dolní oka jsou větší (110 mm vnitřního průměru oproti 100 mm u horních) z důvodu vyššího namáhání. Otočný čep má automatickou maznici vtlačující mazivo do čepu při pohybu křídel vzad. Pohyb křídla umožňuje smykadlo, klouzající po kolejnici, a pomocný vozík, snižující deformaci křídla při zvýšeném namáhání (úhel šípu 63°). V náběžné části je přední přepážka a žebra s kolejnicemi pro pohyb kladek slotů. Dále zde jsou mechanismy křidélek, posilovače řízení, vodiče elektrické soustavy a rádiového a elektronického vybavení, antény pasivního radiolokačního systému AFS a palivové potrubí. V zadní části křídel je přepážka se závěsy klapky, křidélka a konzoly pomocného vozíku. Okrajový oblouk obsahuje vnější závěs křidélka a přední a zadní poziční světlo, zapínající se při šípovitosti 63°, resp. 30°.
Mechanizace křídla zahrnuje štěrbinové vztlakové klapky, které jsou na pevné části výsuvné a na pohyblivé části odklápěcí, sloty a křidélka.
V náběžné části nosného žebra č.1 a 3 výsuvné klapky jsou kolejnice a smykadle umožňující její pohyb. Na žebru č. 2 je závěs pracovního válce. Odklápěcí klapka má dvě nosná žebra a potah tloušťky 0,8 – 2,5 mm. Její nosník nese krajní závěsy klapky a šest konzol pro upevnění smykadel. Žebra společně s koncovým uzlem a částí zadní přepážky tvoří skříň, ve které je pracovní válec. Při pohybu klapky speciální konstrukce na křídle tvarují štěrbinu mezi křídlem a klapkou.
Slot náběžné hrany je třídílný, jeho posuv činí 126 mm, přičemž se naklání o 10° dolů. Tloušťka potahu je 1,2 – 2,0 mm. Na krajních nosných přepážkách jsou připevněny dvě závěsné konzoly s kladkami umožňujícími pohyb v kolejnicích. Na střední nosné přepážce je opět závěs pracovního válce.
Konstrukce křidélka je složena z nosníku, přední přepážky, příložek, žebr, odtokové hrany a potahu. Podélník nese tři závěsy křidélka, krajní jsou na koncových žebrech. Křidélko je ovládáno pracovním válcem upevněným na středním závěsu. Osa otáčení prochází nad aerodynamickou těžišťovou; křidélko je staticky vyváženo a aerodynamicky odlehčeno.

Trup je polomakopínové konstrukce převážně kruhového průřezu. Konstrukci tvoří soustava přepážek, podélníků, nosníků a potah. Spoj mezi přepážkami č. 34 a 34a rozděluje trup na přední a zadní část. V trupu je vstupní ústrojí motoru, hermetizovaná kabina, palivové nádrže, motor a výstupní tryska, agregáty soustav letounu a moduly rádiového, elektronického a zbraňového vybavení. V zadní části trupu jsou čtyři brzdící štíty.
Přední část trupu je mezi přepážkami č. 1 až 34. Obsahuje 59 přepážek, 8 nosníků a 24 podélníků, přepážky vzduchových kanálů, podlahu a zadní stěnu kabiny, nosníky uložení motoru a potah. Podskupinami jsou: přídový úsek, kabina a přední podvozková šachta, úsek za kabinou, vakové palivová nádrž č. 1, palivový úsek s nádržemi č. 2 až 4, motorový úsek a aerodynamický hřbet.
Přepážky jsou pincetánné i pratencové konstrukce a některé tvoří současně přehrady mezi jednotlivými úseky. Přepážky č. 4, 9, 13, 14, 16, 18a, 20, 23, 25, 27, 28 a 34 jsou nosné. Křídla jsou připevněna na přepážky č. 14, 20, 23 a 27. Přídový úsek je mezi přední hranou vstupního ústrojí a přepážkou č. 4. Jeho osa je skloněna 3° od osy letounu. V přední části vstupního kužele je laserový dálkoměr a zaměřovač cíle KLEN. Přepážka č. 3 nese čtyři přisávací klapky, jež se nastavují automaticky v závislosti na tlakových poměrech ve vzduchových kanálech. Obecně lze říci, že jsou otevřeny při chodu motoru na zemi a při nízkých rychlostech. Při stojícím motoru jsou v libovolné poloze. Kabina začíná přepážkou č. 4 a pokračuje až k č. 9, kde je závěsena přední podvozková noha, její pracovní válec a stojiny.
Na bocích kabiny jsou vzduchové kanály a podlahu tvoří horní stěna šachty přídového podvozku. Na zadní stěně jsou umístěny vodicí kolejnice vystřelovacího sedadla a závěs pracovního válce podvozkové nohy. Boky mezi přepážkami č. 4 až 5b nesou pancéřové desky z hliníkové slitiny o tloušťce 18 mm. Kabina je tepelně izolována zevnitř panely z izolační tkaniny a syntézu.

skelnou tkaninou. Spoje jsou těsněny tmelem, kabely a táhla jsou vedeny průchodkami. Překryt kabiny je složen z pevné a odklopné části. Rám pevné části je zasklen organickým 12 mm sklem a na čelní straně skleněným blokem ze tří vrstev křemenného skla. Mezi nimi je fólie zabraňující rozletění skla při nárazu. Na vnějším sklo je elektrický topný článek a vodivá fólie pro vyhřívání. Spoje těsní tmel. Odklopnou část tvoří rám s 12 mm organickým sklem. Na horní výztuze je elektricky vytápěný periskop pro sledování zadní polosféry. K zadnímu oblouku rámu je uchyceno lanko odjišťující mechanismus sedadla po odhozu krytu. Ten se odklápí vzhůru do max. úhlu 80°. Zámky zajišťují kryt v uzavřené a v libovolné odklopené poloze a lze je ovládat buď ručně z pilotního prostoru i z vnější strany nebo automaticky při odhozu. Překryt je po uzavření těsněn pneumatickou hadicí. Na pravé straně krytu je západka pro nácvik přístrojového létání. Je to pneumaticky ovládaná otočná kupole z klínů speciální tkaniny a výztuh. Rukojeť ovládání je na levém panelu přístrojové desky. Nezáviselé na pilotovi se západka otevírá při dosažení limitní hodnoty „nebezpečná výška", nastavitelné na radiovýškoměru, při jeho poruše nebo při spuštění sekvence nouzového opuštění letounu. Opustí-li letoun hladinu kritické výšky, západka se opět uzavírá. Při poruše je možno ji otevřít ručně.

Úsek za kabinou je mezi přepážkami č. 9 až 13. Obsahuje vzduchový kanál a část vybavení letounu, přístupné několika provozními otvory v boku, spodní straně a aerodynamickém hřbetu. Před náběžnou hranou křídla jsou ochranné panely z ocelového plechu o tloušťce 2 a 1 mm (levý, resp. pravý).

Úsek vakové palivové nádrže je mezi přepážkami č. 13 až 18a. Tyto a další č. 14, 16, 20, 23 a 28 nesou rovněž připojovací body trupových závěsníků. Vlastní nádrž je uložena v ochranném obalu mezi přepážkami č. 14 až 18b a kromě ní je mezi přepážkami č. 16 až 18 vedení nábojových pásů kanónů a různé agregáty. Přepážka č. 14 je také místem spojení dvou vzduchových kanálů v jeden.

Palivový úsek je ohraničen přepážkami č. 18a a 28. S potahem jsou spojeny utěsněnými nýty. Nádrž č. 2 je mezi přepážkami č. 18a až 23, nádrž č. 3 mezi č. 23 až 25 a nádrž č. 4 mezi č. 25 až 28. V levé horní části je přístupový otvor k čelu motoru. V úseku jsou také systémy přestavování křídla a agregáty systémů, především palivové instalace.

Motorový úsek je mezi přepážkami č. 28 až 34. Je zde kompresorová (tj. přední) část motoru a část agregátů. Motor je zavěšen na přepážkách č. 28 a 34 na dvou speciálních nosnicích. Přístup umožňují kryty na spodní straně trupu s kulatými přetlakovými ventily; slouží k chlazení za chodu na zemi působením ejektorového efektu výfukových plynů.

Aerodynamický hřbet je na horní straně trupu mezi přepážkami č. 9 až 34. Vede tudy palivové potrubí, vodiče rozvodů elektrické energie a přístrojového vybavení a bloky avioniky včetně palubního počítače. Na horní straně je mezi přepážkami č. 30 až 32 vstupní otvor tepelného výměníku.

Zadní část trupu začíná na přepážce č. 34a a končí na poslední č. 45 a je demontovatelná z důvodu opravy či výměny motoru. Její konstrukce je obdobná jako u přední části. Přepážka č. 34a slouží ke spojení a k přenosu sil mezi oběma částmi trupu. Je na ní šest vodících kolíků, zasunujících se do otvorů na přepážce č. 34. Mezi přepážkami č. 35 až 37 jsou prostory pro brzdicí štíty, jejich pracovní válce jsou zavěšeny na druhé z nich. K přepážce č. 38 je ukotven jeden nosník kýlové plochy a též závěsy přenosových pák řízení stabilizátoru. Obdobně je tomu na přepážce č. 39, kde jsou navíc nosníky hydraulických posilovačů. Další nosnou přepážkou je č. 42 s pooosami stabilizátoru a č. 43, k níž je ukotven nosník kýlové plochy a rovněž poloosy stabilizátoru. Na spodní části přepážky je oko sloužící k upevnění pozemní opěry nebo montážního vozíku. Přepážka č. 45 nese zámek brzdicího padáku a uzavírá trup. Provozní otvory kryjí odklopné kryty nebo snímatelné panely. Přechod mezi hřebenem a kýlovou plochou je mezi přepážkou č. 34a a prvním žebrem kýlové plochy. Jsou v něm bloky rádiového vybavení přístupné otvorem na levé straně. V prostoru před stabilizátory jsou čtyři brzdicí štíty. Sestávají z podélníků a příčných nosníků spojených na obou stranách potahem. Dva podélníky mají na předním konci otočné závěsy k upevnění na přepážku č. 38. Přední nosník má závěs pracovního válce. Aerodynamický kryt trysky je uchycen na přepážce č. 45 a tvoří jej soustava prstenců, podélníků, vnitřní a vnější potah. Část systému řízení je chráněna pancéřováním proti střepinám nebo střelám malých ráží.

Stabilizátor

se skládá ze dvou polovin otočných v ložiskách okolo poloos, svírajících s podélnou osou letounu úhel 41° 30'. Stabilizátor se skládá z přední, střední a zadní části a z koncového oblouku. Přední část tvořená výztuhami a potahem je přinýtována ke střední části. Ta je nosná a sestává z přední stěny, podélníku, hlavního nosníku, osmi výztuh, dvanácti žeber a potahu tloušťky od 1 do 1,8 mm. Zadní část má patnáct žeber. Okrajový oblouk je vylisován a vyztužen přepážkami. Hmotnost antiflutterového závaží umístěného zde je 8,4 kg. Vůle mezi stabilizátorem a potahem trupu je min. 10 mm.

Svislá ocasní plocha

sestává z pevného kýlu a směrového kormidla. Konstrukci tvoří přední a zadní stěna, nosník, podélník, čtrnáct výztuh, šestnáct žeber, výztuhy náběžné hrany a potah tloušťky od 1,2 do 1,5 mm. Ukotvení na trup jsou na podélníku a na nosníku. Kryt na vrcholu obsahuje antény palubní radiostanice. Pomocná stabilizační plocha, složená ze tří plechových dílů, je na spodní straně trupu. Směrové kormidlo, zavěšené na žebrech č. 8, 11 a 14, má konstrukci sestavenou z podélníku, přední stěny, tří přepážek, sedmnácti žeber, odtokové hrany a potahu tloušťky 0,8 až 1,2 mm. V přední části je uloženo vyvažovací závaží o hmotnosti 9,8 kg.

Konstrukce draku je vyrobena v převážné míře z duralu. Na zvlášť namáhaných částech je použita ocel a v některých případech, kde se jedná i o tepelné namáhání, také titanové slitiny. Dielektrické kryty jsou vyrobeny ze skelného laminátu.

Podvozek

přídového typu je plně zatažitelný. Všechna kola jsou tlumena hydropneumatickými tlumiči. Brzděná jsou pouze kola hlavního podvozku, vybavená čtyřkotoučovými brzdami. V průběhu zasouvání se přídové kolo automaticky ustavuje do středové polohy a hlavní kola se zabrzdí. Podvozek je ovládán hydraulicky, nouzově jej lze postupně vysunout (nejprve přídovou, potom hlavní nohy) pneumaticky. Zajištění v zasunuté poloze umožňují zámky a ve vysunuté poloze zlamovací vzpěry se zámky a pracovními válci. Polohu udávají signálky – červené (zasunuto) a zelené (vysunuto) – na levé straně přístrojové desky. Pro vnější kontrolu je vysunutá poloha signalizována třemi svítilnami na podvozkových nohách.

Hlavní podvozková noha se skládá z tělesa nohy s tlumičem, zlamovací vzpěry s hydraulickým válcem, kola, letmo uloženého kyvného ramena, tlumicích nůžek, přítažného táhla, pracovního válce, zámku a krytů šachty. Ke konstrukci křídla je uchycena celkem v šesti bodech. Přídová noha má kromě přítažného táhla a kyvné vidlice stejné prvky jako hlavní, navíc má systém natáčení. Všechny součásti jsou vyrobeny z pevnostních ocelí.

Systém zasouvání a vysouvání podvozku sestává z ovládacího přepínače, elektrohydraulického a přepínacího kohoutu, zpětného a tří čtunkových ventilů, tří hydraulických pracovních válců, pěti zámků, tlumičů průtoku, kohoutu nouzového vysunutí podvozku a klapek a válců automatického brzdění při zatahování. Brzdicí soustava má několik systémů. Hlavní se skládá z reduktoru, redukčního ventilu a urychlovačů, diferenciálu, vzduchových přepínačů, snímačů a ukazatelů tlaku v brzdách a z protiblokovacího zařízení. Soustava startového brzdění využívá stejné agregáty jako hlavní, avšak pracuje při vyšších tlacích. Pilot má možnost diferenciálního brzdění při pojíždění, jež se zapíná vychýlením pedálů nožního řízení o více jak 12° při současné stisknuté páce brzdy. Nouzové brzdění se ovládá rukojetí nouzové brzdy na levém bočním panelu. Natáčení přídové nohy s kolem je možné v režimu řízení nebo tlumení bočních kmitů a sestává z hydraulického mechanismu, ovládacích a napájecích částí.

Délku dojezdu letounu zkracuje brzdicí padák. Je i s výstřelným uložen ve schránce v kořenu kýlovky, jež má na zadní straně dvířka otevíraná pružinovým pracovním válcem. Ve spodní části je tepelně izolována od komory přídavného spalování. Ve schránce jsou dva elektricky ovládané zámky – pro odjištění pružinového válce a následné vytažení padáku a pro odhoz. Pilot vypouští padák v okamžiku dotyku s VPD při max. rychlosti 320 km/h, po dojezdu jej odhazuje při rychlosti 10–30 km/h a volnoběžných otáčkách motoru.

Hydraulická soustava

letounu má dva nezávislé systémy. První zajišťuje ovládání podvozku, brzdicích štítů, vztlakových klapek a sloťů, dále činnost řízení letounu, nastavení křídla, natáčení přídového kola, zabrzdění kol v průběhu zasouvání, přepínání zatěžovacího mechanismu nožního řízení a činnost agregátů systému SAU (autopilota). Druhý systém zabezpečuje řízení letounu a rovněž nastavení křídla.

Oba systémy jsou oddělené, uzavřené a z důvodu větší zaměnitelnosti rozmístěné v různých částech draku. První je v pravé straně trupu a v pravé vnitřní části křídla, druhý v těchže místech na levé straně. Systémy mají společné posilovače řízení a agregáty přestavování křídla. Napájení zajišťují rotační pístová čerpadla s proměnnou dodávkou kapaliny, upevněná na skříni náhonů motoru a poháněná z hřídele kompresoru. Akumulátory tlakované dusíkem eliminují rázy v potrubí a dodávají tlakovou kapalinu v případě výpadku čerpadel. Rozvody systémů mají elektrické ovládání. Potrubí a armatury jsou z nerezové oceli nebo u nízkotlakých větví z hliníkových slitin. Pohyblivé akční členy jsou připojeny k systémům hadicemi nebo otočnými utěsněnými spoji. Každý systém má šroubení pro připojení vnějšího pozemního zdroje. Hydroakumulátory se plní dusíkem speciálními ventily. Šroubení, ventily a panel signalizace se nachází v levém provozním otvoru pro kontrolu motoru. První systém se skládá z hlavní (část mezi čerpadlem a rozváděcími kohouty) a výkonné větve (mezi kohouty a výkonnými agregáty). Všechny agregáty kromě výkonných mechanismů jsou v motorovém prostoru mezi přepážkami č. 28 až 34. Hlavní větev sestává z čerpadla NP34M-1T, šroubení pro pozemní zdroj, čističů, akumulátoru a jeho plnicího ventilu, snímačů tlaku, kohoutu, zpětných, pojistných a rozpojitelných ventilů a zběrné nádrže. Systém pracuje s proměnnou dodávkou kapaliny čerpadlem v závislosti na odběru. Při poklesu tlaku v síti je vyslán signál do palubního záznamového zařízení Tester U-3L a při poklesu pod hranici 13-10,5 MPa se porucha signalizuje na panelu 1. hydraulického systému v kabině. V případě většího úniku se sníží množství kapaliny v nádrži a uzavírací kohout oddělí všechny agregáty vyjma posilovačů řízení.

Druhý systém má opět dvě části. Hlavní větev je úsek mezi čerpadly, kohoutem přestavitelných částí křídla a posilovači řízení. Výkonná větev je mezi elektromagnetickým ovládacím kohoutem přestavitelných částí křídla a hydromotorem. Všechny agregáty s výjimkou posilovačů a hydromotorů jsou soustředěny ve stejném prostoru jako u prvního systému. Druhý je navíc opatřen kromě hlavního čerpadla i záložním elektrickým NS-3, dodávajícím kapalinu pro řízení letounu v případě výpadků hlavních čerpadel. Oba systémy jsou schopny současné činnosti.

Vzduchová soustava

letounu má pět nezávislých okruhů, které jsou: okruh provozního a automatického brzdění kol při zatahování, okruh nouzového vysunutí podvozku a klapek, okruh nouzového brzdění, okruh zvedání překrytu kabiny a jeho hermetizování a okruh nabíjení kanónů. Okruhy se skládají z plnicího šroubení, čističů, zpětných ventilů, potrubí, tlakových lahví, snímačů tlaku, tlakoměrů a agregátů. Všechny mají společné plnicí potrubí s rozdělovačem. V místech pohyblivých spojů je potrubí spojeno hadicemi.

Klimatizační soustava

udržuje požadovaný tlak a teplotu v kabině a zajišťuje její větrání a ofukování skel překrytu jako ochranu před orosením, a dále chladí prostory modulů avioniky. Soustava zajišťuje funkci pilotova anti-g obleku PPK-IU a provětrává prostor akumulátorové baterie. Teplota a tlak vzduchu se udržuje automaticky v závislosti na rychlosti a výšce letu nebo dle ručně nastavených hodnot. Větrání kabiny, ofukování překrytu a nohou pilota se provádí kolektory, potrubím a výstupem individuálního ofukování. Klimatizační soustava se skládá z potrubí, regulátoru tlaku, odhčovačů vlhkosti, zpětných a elektromagnetických ventilů, přírubu pro připojení pozemní jednotky, ruční a elektromagnetické klapky, čističe vzduchu, vzduchového a vzduchopalivového tepelného výměníku, turbochladiče a snímačů teploty.

Palivová soustava

zajišťuje uložení a dodávku paliva do motoru ve všech režimech letu. Používá palivo T-1, TS-1 nebo (v čs. letectvu) PL-6 s přísadou antioxidantu IONOL. Skládá se z nádrží, spojovacího potrubí, potrubí drenáže a tlakování nádrží, čerpadel a pomocných agregátů. Vestavěných nádrží je celkem šest, čtyři trupové a dvě křídlové. V případě potřeby mohou být podvěšeny přídavné odhazovací nádrže PTB-800 o obsahu 820 l nebo PTB-1150 o obsahu 1150 l. Vestavěné nádrže se plní centrálním plnicím hrdlem na horní straně hřbetu na nádrži č. 2, křídlové nádrže se plní buď vlastními otvory nebo přečerpáním paliva z trupové nádrže č. 2. Přídavné nádrže se plní vlastními otvory. Soustava zabezpečuje stálé plnou sběrnou nádrž č. 3 postupným dopravováním paliva z ostatních nádrží. Z ní je palivo dopravními čerpadly vedeno na sání vysokotlakého čerpadla. Při poruše je přítok paliva prováděn samospádem, pouze však při letu do výše 10 000 m a bez zapnuté forsáže. Nad hladinou paliva v nádržích a akumulátoru je automaticky udržován stálý přetlak. Do soustavy je zařazen vzduchopalivový tepelný výměník, akumulátor paliva dodávající nepřerušeně palivo při vysokých násobcích přetížení, palivoměr, spotřeboměr, zpětné, výpustné a plovákové ventily, snímače, čističe a požární kohout. Přečerpávání paliva během

letu je plně automatické a zachovává centráž letounu. Zbytek cca 600 kg ve sběrné nádrži je signalizován.

Řízení letounu je řídicí pákou (stabilizátor a křidélka) a nožními pedály (směrové kormidlo). Přenos sil je táhlový nebo lanky na šoupátka posilovačů. Těch je celkem pět, dva pro stabilizátor (BU-220P a BU-250L pro pravou, resp. levou polovinu), dva pro křidélka (BU-220DP2 a BU-220DL2) a zbývající pro směrové kormidlo (BU-220DRP). Do systému jsou vloženy pružinové zatěžovací mechanismy, imitující síly v řízení. Pro směrové řízení jsou dva, jeden je v činnosti trvale a druhý je zapnut při zasunutém podvozku. V systému stabilizátoru je zatěžovací automat ARZ-1, měnící charakteristiku zatížení v závislosti na rychlosti a výšce letu, a diferenciální mechanismus zajišťující nelineární závislost mezi výchylkou řídicí páky a stabilizátoru. Do systému křidélek je vložen mechanismus vychylující je současně vzhůru při přestavování vnějších částí křídel ze střední polohy do min. nebo max. šípu. V obou systémech jsou vyvažovací jednotky, umožňující podélné i příčné vyvážení letounu. Při poruše vratné mechanismy zajišťují nastavení směrovky a křidélek do středové polohy. Táhla jsou uložena v kuličkových nebo kloubových ložiskách.
Letoun je vybaven autopilotem SAU-22M-2 s výkonnými jednotkami RAU-107A, RAU-107M a RA-30A. Na řídicí páce jsou tyto ovládací prvky: vypínací a zapínací tlačítko autopilota SAU, trimr SAU, ovladač navádecího systému METKA a přepínač „kanóny-podvěšená výzbroj" (na zadní straně), tlačítko přerušení činnosti autopilota („Gašetka SAU") a spouště odpalu zbraní (na přední straně) a brzdová páka s ovládáním startovního brzdění pod rukojetí řídicí páky. Klapky se ovládají přepínačem pro polohy start, přistání a zasunuto; nachází se na levém bočním panelu před POM. Vnější klapky je možné vysunout pouze při úhlu šípu 30°. Současně s klapkami se vysouvají i sloty. V automatickém režimu se vysouvají také při úhlu náběhu větším než 14°, tento režim se však běžně v čs. letectvu nepoužívá. Přestavování křídla ovládá přepínač se třemi polohami (30°, 63° a mezipoloha) umístěný spolu s indikátorem na levé straně přístrojové desky. Přepnutím do mezipolohy se vnější části křídel zastaví v libovolném úhlu. Koncové spínače min. šípu 30° blokují ovládání vztlakových klapek. Doba přestavení z jedné do druhé krajní polohy je 16 až 19 sec.

Systém nouzového opuštění letounu umožňuje katapultáž pilota po vytažení zdvojené ovládací rukojeti sedadla K-36DM, katapultáž při vypnuté elektrické soustavě letounu a nouzový odhoz překrytu kabiny. Vystřelovací sedadlo K-36DM tvoří jeho konstrukce, kombinovaná vystřelovací jednotka KSMU-36M sloužící jako energetický zdroj a řídicí jednotka, skříň mechanismů přitahujících popruhy a blokující vystřelení, teleskopické tyče a padákový automat KPA-4M, záhlavník s padákem PSU-36, nouzová dávka pilota NAZ, systém pro výškové nastavení sedadla v rozmezí 160 mm, systém přípravných operací a ovládání vystřelení, deflektor pro ochranu pilota při indikovaných rychlostech vyšších než 800–900 km/h, systém stabilizace letu sedadla, systém dodávky kyslíku, zařízení pro nucené otevření padáku a oddělení pilota od sedadla a elektrické vybavení. Sedadlo nelze vystřelit skrze překryt, k jeho odhozu dochází buď v sekvenci přípravy sedadla k vystřelení, nebo při poruše rukojetí nouzového odhozu. Jestliže ani potom se překryt neuvolní, lze jej za letu odjistit otvírací rukojetí a poté odpadne působením aerodynamických sil.

Požární soustava zajišťuje jak protipožární prevenci, tak signalizuje vzniklé požáry v motorovém úseku a v zadní části trupu. Jako protipožární omezení jsou okolo motoru ochranné plášť izolující konstrukci a vybavení před vysokými teplotami. Do mezery mezi plášť a motor se přivádí chladicí vzduch. Ke snížení koncentrace kyslíku v trupových nádržích při bojovém použití se nad hladinu paliva přivádí dusík pod tlakem 120 až 240 kPa ze dvou zásobních lahví o objemu 15 l v pevné části křídla. Křídlové nádrže jsou proti explozi zabezpečeny polyuretanovými výplněmi, které zaplňují prostor do 70 % objemu. Pórovitá struktura zároveň zabraňuje rozšíření plamene. Přídavné nádrže nejsou proti požáru nebo výbuchu zajištěny. Požár je indikován čidly plamene pracujícími na principu ionizace vzduchu při hoření. Snímače jsou na přepážkách č. 30, 32, 36, 39 a 45. Odtud se signál vede do elektronické vyhodnocovací jednotky a na žárovku "POŽÁR" na panelu havarijní signalizace. Pilot uzavře kohout dodávky paliva a tlačítkem uvede do činnosti hasicí systém. Z tlakové láhve o objemu 4 l se pomocí pyropatron vytlačuje hasicí kapalina do titanových rozprašovacích kolektorů na přepážkách č. 29, 32 a 34. Použití hasicí soustavy je jednorázové.

Elektrická soustava je tvořena stejnosměrnou sítí o napětí 28 V, jednofázovou střídavou sítí o napětí 115 V/400 Hz a třífázovou sítí 3x36 V/400 Hz. Zdrojem proudu je nikl-kadmiová akumulátorová baterie 20-NKBN-25, dva stejnosměrné generátory GS-12T (28,5V, 12kW) a alternátor SGO-8TF (115V/400Hz, 8000VA) na skříni motoru, a dva měniče PTO 1000/1500 (115V/400Hz, 1500VA a 3x36V/400Hz, 1000VA). Letoun je vybaven přípojkami pozemního zdroje poskytujícího stejnosměrné napětí 28,5V a střídavé 3x208V/400 Hz, 1000VA.

Přístrojové vybavení sestává z letových, systémových a navigačních přístrojů a ze zbraňového systému. Navigační komplex PrNK-54 obsahuje navigační a přistávací systém, mající za základ dvě nezávislé pracující rádiové navigační soustavy, dálkovou RSDN, (což je obdoba LORANu C), a soustavu blízké navigace A-312 (která pracuje na podobném principu jako TACAN). Systém je řízen počítačem CVM 20-22 a umožňuje pilotovi volbu šesti otočných a čtyř cílových bodů a ve spolupráci s autopilotem i let po zvolené trati. Dopplerovské zařízení DISS-7 (měřicí tratovou rychlost), ukazatel snosu, inerciální systém IKV-6 (měřicí kurs, úhel sklonu a náklonu, absolutní rychlost ve vodorovné rovině a svislé zrychlení) a přijímač návěstných radiomajáků (měřicí šikmou délku a azimut letounu k soustavě pozemních radiomajáků a úhlovou odchylku od os kursového a sestupového radiomajáku) dodávají potřebná data pro navigační a zbraňové systémy a autopilota. Sestavu doplňují radiokompas ARK-22, radiovýškoměr A-035 a další přístroje. Spojení zajišťuje stanice R-862 a komunikační systém SPU-9. Letoun má identifikační aparaturu SRO-2, odpovídač SO-69, systém vzdušných signálů SVS-P-72-3 (aerometrická centrála), snímač radiolokačního vysílání (stanice výstrahy) SPO-15LE (SIRENA) a anténní systém PION, spolupracující s A-312. K zbraňovým systémům patří laserový dálkoměr a značkovač cíle KLEN-54, systém ovládání výzbroje SUO, zaměřovač ASP-17BC a systémy navádění protizemních střel. Systém PrNK-54 vypočítává hodnoty pro odhoz i odpal veškeré protizemní i protivzdušné výzbroje v automatickém i ručním režimu a ve spolupráci s autopilotem a navigačním komplexem automaticky navádí letoun i opakovaně na zvolený cíl. Pro pouzdra SPPU-22 také vypočítává proměnný úhel výchylky kanónu.

Pohonnou jednotku tvoří jednoproudový jednohřídelový motor AL-21F-3S a agregáty zajišťující jeho funkci. Vlastní motor sestává z axiálního čtrnáctistupňového turbokompresoru, prstencové spalovací komory, dvoustupňové turbíny, komory přídavného spalování a výstupní trysky s proměnným průřezem. Pomocné systémy jsou olejový systém, systém dodávky a regulace množství paliva do spalovací komory a komory přídavného spalování ADT-55B, hydraulický systém natáčení deseti stupňů statorových lopatek kompresoru, ovládání segmentů výstupní trysky RSF-53B a systém automatického spouštění (zajišťuje i protočení motoru i turbospouštěče – autonomního proudového motoru – na zemi bez spuštění motoru), systém odběru vzduchu pro tlakování palivových nádrží a pro klimatizační soustavu a systém kontroly a signalizace.
Přední část levého bočního pultu je vyhrazena pro ovládání motoru. Hlavním řídicím prvkem je páka ovládání motoru POM. Dorazy a západky ji blokují v polohách STOP, VOLNOBĚH, MAX. TAH, MIN. FORSÁŽ a MAX. FORSÁŽ. Dále jsou na rukojeti tlačítko RADIO ZAP., ovládač brzdících štítů a dvě tlačítka navigačních a zbraňových systémů. Pohyb POM je přenášen mechanicky na regulátory dodávky paliva a polohy výstupní trysky, čímž se nastavují otáčky a tah.
Motorový prostor se chladí vzduchem, odebíraným za letu ze vstupního kanálu těsně před kompresorem a na zemi též nasávaným ventily v krytech motoru. Dva přídavné vstupy (mezi př. č. 31 až 33) přivádějí chladicí vzduch ke komoře přídavného spalování a dva další (př. č. 29 až 33) ke generátorům. Drenážní soustava odvádí nespálené nebo umělé palivo a olej do zbárného potrubí.

Výzbroj. Zabudovanou výzbroj tvoří dva kanóny NR-30 ráže 30 mm, každý se zásobou 80 nábojů. Podvěšenou hlavňovou výzbrojí jsou pouzdra SPPU 22-01 s kanóny GŠ-23 s 260 náboji, určená pro střelbu vpřed (na vnějších křídelních závěsnících s možností proměnné výchylky kanónu) i vzad (na podtrupových závěsnících a adaptérech G-52-8307-200-01 pouze s kanónem nastaveným v určitém úhlu).
Neřízené rakety se vypouští z raketnic UB-32A/57, UB-32M/57 a UB-16/57U (rakety S-5M, S-5K, S-5KI, S-5KO, S-5KPB, S-5OI a S-5PI ráže 57 mm), B-8M1 (rakety S-8A a S-8M ráže 80 mm) nebo z vypouštěcích zařízení APU-68 (rakety S-24 ráže 240 mm). Další neřízenou raketou je nadkalibrní S-25O, S-25OF a S-25OMF, vypouštěná z jednorázového přepravního a vypouštěcího kontejneru PU-O-25. Z pětihlavňového vypouštěcího zařízení B-13 nebo čtyřhlavňového RM-122 čs. výroby lze vypouštět rakety S-13 ráže 122,4 mm, používané v pozemních raketových komplexech GRAD.
Letoun nese různé typy protizemních řízených střel, např. na adaptérech APU-68 protiradiolokační střely Ch-25MP (AS-12 Kegler), řídicím naváděné Ch-25MR (AS-10 Karen), laserem naváděné Ch-25ML (AS-10 Karen), na adaptérech AKU-58 střely Ch-29T (AS-14 Kedge) s televizním naváděním nebo laserem naváděné Ch-29L (AS-14 Kedge) a dále protiradiolokační Ch-58E (AS-11 Kilter).
Neseny mohou být též klasické pumy do ráže 500 kg, bzděné pumy PB-250, zápalné kontejnery ZB-500 či kontejnery KMGU-2 nebo KMG-U se submunicí PTAB, PFM, PTM-1 a AO-2,5. Letecké pumy ráže 100 a 250 kg se dají zavěsit na šestinásobné závěsníky MBD3-U6-68-1. Všechnu výše popsanou výzbroj (pokud není uvedeno jinak) nesou závěsníky BD-3-57MT nebo MTA se zámky D3-59M. Pro kontrolu a vyhodnocení výsledku útoku se používá fotokulomet SS-45 v kabině před zamířovačem.
Pro pasivní obranu slouží aktivní klamné cíle SPP156 ráže 56 mm (12 výmetnic KDS na pravé straně aerodynamického hřbetu) a pasivní cíle PP126 (čtyři bloky ASO-2V na horní straně trupu, každý se dvěma kazetami s 32 kusy PPI26). Aktivní obranu zajišťují protiletadlové řízené rakety R-60 (AA-8 Aphid) nesené na adaptérech P-62-1MD na středních křídlových závěsnících PD-62-32. Pro nácvik se používají cvičné registry UZR-60.
Pro plnění průzkumných úkolů může být na speciální centrální pylon podvěšen dvoudílný průzkumný kontejner KKR obsahující tři kamery snímající terén v různých směrech a úhlech a výmetnice světlic pro noční snímkování v přední části a aparatura elektronického průzkumu RTR v zadní části. Pod levý vnitřní křídelní závěsník může být zavěšen kontejner SPS pro radioelektronický boj.

Barevné označení jednotlivých soustav. Potrubí a agregáty vzduchové soustavy jsou natřeny černě a rozlišeny barevnými proužky. Potrubí a agregáty hydraulických soustav jsou šedé nebo v barvě kovu a opět rozlišeny proužky. Potrubí a části palivového systému jsou jasně žluté, protipožární systém je označen červenou barvou. Kyslíková soustava je modrá.

Zbarvení letounu – Kabina: světle modrošedá FS 36373 včetně přístrojové desky a bočních konzol, zaměřovač a prostor pod čelním štítkem černý, prostor mezi předním a zadním pilotním prostorem u Su-22UM-3K černý a světle modrošedý FS 36373. Popruhy sedaček u letounů prvních sérií jsou oranžové, u pozdějších sérií jsou světle šedé FS 26622.
Podvozek: nohy světle šedá FS 16473, pracovní plochy leštěná ocel, disky kol zelená FS 14110, vnitřky šachet světle šedá FS 26329.
Vnitřek padákové schránky: základní žlutozelené.
Vnitřek zadního kanálu: žluté eloxovaný dural.
Vnitřní části konstrukce, odklopných krytů a panelů a dutého úseku: základní žlutozelená.
Vnitřek bradicích štítů, slotů a jejich prostorů: stříbřitá.
Vnitřní plochy Fowlerových (výsuvných) klapek: světle modrošedá FS 24277.
Vnitřní plochy odklopných klapek: základní žlutozelená.
Výstup tepelného výměníku: nerezová ocel.
Spodní plocha odklopné klapky: stříbřitá.
Výstupní tryska - plášť: do modra vypálená ocel,
lamely stavitelné trysky: vypálený kov,
vnitřek komory přídavného spalování: cihlově vypálená ocel,
prstenec přídavného spalování: kovově šedý.
Závěsníky a adaptéry: stříbrná, světle modrošedá FS 24277 nebo světle šedá FS 26622. P-62-1MD: střední část tmavě šedá FS 26251, přední a zadní část FS 26293. AKU-58: světle šedá FS 26622 nebo stříbřitá. APU-68: šedá FS 26293, MBD3-U6-68-1: světle šedá FS 26622.
Podvěšená výzbroj:
Ch-25, Ch-29, R-60, UZR-60, ZB-500: bílá FS 27925.
PU-O-25, KMGU-2, KMG-U, SPPU-22, RM-122, UB-16/57, UB-32/57, B-8M1, B-13: stříbrné.
S-24, S-25, Ch-58E: šedomodré FS 25189.

FAB-250: zelená FS 24201, 24233 nebo šedozelená FS 26329. FAB-500: šedozelená FS 26329. SAB-100: šedá FS 26192. OFAB-100: šedá FS 26373. PB-250 a S-13: zelená FS 34259. RBK-250: zelená FS 24062.
SPS REB kontejner a nádrže PTB: kamuflář v barvách letounu.
Pouzdro DELTA NM: kamuflář v barvách letounu nebo v barvě kovu.
Průzkumný kontejner KKR: velmi světle šedá FS 26595.
BA-58: světle modrošedá FS 24277.
Vnější zbarvení letounu – horní plochy: světle hnědá FS 20219, tmavě hnědá FS 20069, světle zelená FS 24097, tmavě zelená FS 24079, dielektrické kryty zelená FS 14110. Spodní plochy světle modrošedá FS 24277 a zašlá stříbrná FS 17178. Označení barev je pouze přibližné, u jednotlivých letounů se odstíny mohou lišit v důsledku stárnutí a opotřebení provozem.

Technická data

Délka s PVD/bez PVD a SOP (délka trupu)	19 280/15 572 mm
Rozpětí při max./min. šípovitosti	10 025/13 600 mm
Výška	5 129 mm
Rozchod/rozvor podvozku	3 830/5 247 mm
Typ přídového/hlavního kola	K-2108A/KT-69/45
Úhel natočení přídového kola	+–27°
Úhel vzepětí/nastavení křídla	–3°/+1°
Úhel náb. hrany křídla – max./min. šípovitost	63°/30°
Plocha křídla při max./min. šípovitosti	34,45/38,49 m²
Plocha křidélka	1,81 m²
Plocha stabilizátoru	5,58 m²
Plocha kýlové plochy/směrového kormidla	5,54/0,92 m²
Plocha brzdícího štítu	0,33 m²
Plocha brzdícího/výtažného padáku	25/1,5 m²
Úhel vyklopení brzdícího štítu	50°
Maximální výchylka klapek	45°
Hmotnost letounu – prázdný	10 670 kg
– norm./max. vzletová	15 230/19 430 kg
– max. přistávací	13 400 kg
Hmotnost paliva	3 770 kg
Max. rychlost – ve 200 m	1 350 km/h
– v 11 000 m	M – 1,7
Minimální rychlost	300 km/h
Max. dolet v 10 000 m s příd. nádržemi 4x800 l	2 550 km
Dostup – s/bez přídavného spalování	15 200/12 000 m
Délka rozjezdu – norm./max. vzlet. hmotnost	850–900/1 500 m
Rychlost v okamžiku odlepení	360 km/h
Délka dojezdu – s/bez padáku	950–1 100/1 200–1 300 m
Rychlost při podrovnání	cca 285 km/h

Motor AL-21F-3B

Délka bez/s komorou příd. spalování	3 330/5 160 mm
Průměr	1 030 mm
Suchá hmotnost	1 720 kg
Maximální tah – bez/s příd. spalováním	78/112,5 kN
Otáčky volnoběh/cest./max.	5 630/6 890–7 400/8 500 ot/min
Teplota plynů před turbínou volnoběh/cestovní režim/max.	470/730/1 110 °C
Měrná spotřeba cestovní režim/max. tah/max. forsáž	76/88/186 kg/kN h
Akcelerace voln. – max./voln. – max. forsáž	4–7/ max. 6 s

The history of Su-17/20/22 family

The Su-17/20/22 family are progressive developments of the fixed wing Su-7, a fact endorsed by common ASCC and NATO reporting name of "Fitter". Initial variants of the Su-7 were developed as supersonic fighter-bombers capable of carrying large warload. The first production variant was the Su-7B, which was followed by the Su-7BM, the Su-7BMK and the Su-7BKL (Fitter A). Two-seater derivatives designated Su-7U, Su-7UM and Su-7UMK (Moujik) were produced in parallel. All of these aircraft were powered by the huge, thirsty A.M.Ljulka AL-7F engine. Its high fuel consumption restricted the range of the Sukhoi family. On the other hand the aircraft were highly maneouverable and practically vice free. The 63° swept back wings did however mean that they had to be flown at high angles of attack, during takeoff and approach.
These restrictions and disappointing load carrying capacity led the Sukhoi Bureau to look for design during the early sixties. Western designers, at this time, were working on variable sweep wings, developing German war time research. During the fifties and early sixties NACA (later NASA) carried out a series of wind tunnel tests and computer studies which suggested that the optimum design was to locate the wing sweep pivots at one-quarter wing span. The British preferred to swing the wings from their junction with the fuselage. The NASA concept minimalised the change in AC and let to the development of the F-111, F-14, B-1 and the Tornado. This work probably influenced the design of the MiG-23/27, Su-24, Tu-160 in the USSR.
The Sukhoi OKB team, under the leadership of N.G.Zynin, decided that variable sweep would improve the performance of the Su-7 family. First studies showed that there was no simple way to apply the concept to the design of the Su-7. Unless there were to be radical changes in the airframe design the wing pivot, at its ideal position, would interfere with the main wheel bay and the undercarriage hinge. It was therefore decided to move pivot out nearly to the half span position and solve flow separation problems with large wing fences which doubled as outboard weapon pylons. Differences in handling characteristics associated with changes in wing geometry were minimalised by linking tail plane angle to wing sweep. Large flaps were fitted to both fixed and variable sections of the wing. Leading edge slats were added to the variable section only. All of these modifications were tested on an experimental Su-7BMK which was given the factory designation of S-22I and was otherwise known as the Su-7IG (Fitter B). It first flew 2nd August 1966.
Fears that 400 kg increase in airframe weight and the reduction in fuel capacity would result in a performance no better than an unmodified Su-7 proved groundless. Takeoff and landing had improved, range and warload were increased and the plane was more manoeuverable. Varying the sweep angle had little effect on handling and the change of centre of pressure was restricted to 2 %. The number Su-17 was allocated to the new aircraft. Proposed export variants were called Su-20. The Su-22 followed later.

Su-17 (Fitter C), the initial production variant, was based on S-32 prototype. Compared to the Su-7IG there were several changes. The wing, however, was almost unaltered. Angle of sweep could be controlled manually to 30°, 63° and to a mid-way position. A small wing fence was added to the centre of the fixed section.
The fuselage of the Su-17 was based on that of the Su-7UMK but with slightly greater diameter. A new clamshell type canopy was fitted. The fairing into the spine contained control rods and cables whilst two cable ducts and air outlets found on most Fitter A's and Moujik's were deleted. The brake chute housing was modified and new antennae fairings were added to the vertical tail unit base. At the nose, additional vanes were added to the PVD air data boom, and an auxilliary boom was added to the port side.
In the mid-fuselage section the position and profile of the cooling air intakes were changed. NR-30 30 mm cannon remained in the wing roots. Four under fuselage pylons and four under the fixed section of the wing carried a varied warload of air to ground weapons or R-3S (K-13A, AA-2 Atoll) IR missiles for self defence.

The **Su-17M** (Fitter C) was very similar to the original Su-17. The most important change was the installation of the AL-21F engine, which had 20% more power and a lower fuel consumption than the original AL-7F. Warload was doubled and takeoff and landing runs were shortened by 40-50%. A semi automatic wing sweep mechanism was fitted which allowed the pilot a limited choice of angle. There were minor changes in air inlet design. The last batches of this model were equipped with an AoA vane on the port side of the nose.

The **Su-17MK** and **Su-20** (Fitter C) were the export versions of the Su-17M and they were supplied to Poland and Egypt.

The **Su-17R** and the **Su-20R** (Fitter C) were dedicated reconnaissance versions. A centreline underbelly pylon carried a bulky reconnaissance pod. Electronic systems and controls were modified to the new task.

The **Su-17M-2D** (Fitter D) carried improved electronics. The radar rangefinger was replaced with a laser rangefinger built into the nose cone centre body and the DISS Doppler radar was housed in a wide undernose fairing. These changes resulted in an increase in length of 380 mm. „Odd Rod" IFF antennae were moved to a position behind the nosewheel bay.

The **Su-22M-2K** (Fitter F) was the export variant of the Su-17M-2D. Electronics and instruments were down graded at customer request, often laser rangefingers were deleted. The under nose radar fairing was a little smaller and was moved a little further back. The most important difference was the installation of the Tumansky R-29B engine used in the MiG-23/27. The change in power plant was made at the request of the third world countries who had already been supplied with MiG-23/27s. Standardisation on one type of engine reduced maintenance and inventory costs considerably.
Installation of the R-29B led to redesign of the engine bay. The diameter was increased slightly because of the larger cross section of the Tumansky engine and the fin fairing enlarged. Profiles and positions of cooling air intakes were changed. Both Lybia and Peru took delivery of this version.

The **Su-17M-3** and **Su-22M-3** (Fitter H) were a radical redesign of the M-2. The aim was to improve forward visibility and longitudinal stability whilst integrating new electronic and instrument system modules.
The nose section was entirely new with a 3° declination. The structure was designed to accommodate all the new units.
DISS Doppler radar was housed in front of the nosewheel bay whilst two landing lights were placed outside the nose wheel bay. A redesigned canopy was faired into a larger spine which accommodated electronics and a fuel tank with a filler cap. The fin and rudder were made taller and a ventral fin was fitted to improve longitudinal stability. A K-36DM ejection seat was fitted.
Early M-3s retained the pylons of earlier versions but two small ones were added between wing pylons on last batches of this version. These were used only to carry close range IR missiles, usually R-60 Aphids on APU-60 launchers. Some sources suggest that R-3S Atoll missiles were sometimes carried on APU-13 launchers.
The outboard wing high-load, wet pylons could carry either drop tanks or air to ground ordnance. All aircraft had full self-defence capacity. Two ASO chaff/flare dispensers were added to either side on the fin fairing.
The Fitter J was powered with the R-29B. It could be distinguished by a slightly different rear fuselage.
Fitter J's were delivered to Hungary, Lybia, Angola, Peru, South Yemen and North Yemen.

The **Su-17M-4** and **Su-22M-4** (Fitter K) are the latest and probably last versions. The main external change is the new heat exchanger in the fin with its characteristic inlet and two side outlets. (This unusual location can be found on both the Su-24 and Su-25). The number and location of antennae vary slightly. Cooling air inlets are of slightly different shape and were moved to other location. Chaff/flare dispensers were increased from two to four.
The Fitter K was optimalised for high speed, low level operation and in consequence had a fixed nose cone. More advanced avionics were fitted including an on-board computer used as a navigation-weapon delivery system which reduced the pilot's work load. A BA-58 pod with enemy radar transmition registration system and AR missile guidance system could be carried in the rear fuselage in front of the ventral fin. Comprehensive navigational equipment was carried using both VHF and UHF frequencies and a Doppler inertial system. The aircraft carried usual radio equipment. An on-board data registration and diagnostic system, of the type found on most Russian warplanes is fitted. After a mission data could be fed into a ground evaluation system.
Export aircraft differed in the sophistication equipment carried. Not unexpectedly Warsaw Pact countries were supplied with the most capable models. The K-36DM zero-zero ejection seats were fitted.
More complicated systems resulted in maintenance difficulties for units used

to simpler aircraft. There are reports that the CzAF experienced these problems during the transition period between the Su-7 and the Su-22.
Two seat versions of most of the single seaters described above were built.

Su-17UM-2D and **Su-22UM-2K** (Fitter E) were based on the Su-17M-2D and Su-22M-2K respectively. The Su-17UM-2D served with the Soviet Air Force and was powered by the AL-21F engine whilst the Su-22UM-2K was the export version powered by the R-29BS. The nose section was very similar to the M-3 in outline.
In both aircraft the instructor sat behind the student. The front cockpit had no central rear view mirror, but the instructor had a periscope which allowed him to look forward during takeoff and landing. Fin and rudder was of the earlier shortened design. Although the port NR-30 cannon was deleted, both two seat variants were almost as combat capable as their single seat equivalents.

The **Su-17UM-3** and **Su-22UM-3K** (Fitter G) were developed from M-3 single seat Fitters. They were equipped with the new, taller fin and rudder and carried ventral fins. On-board computers, however, were deleted. Using a special device on his instrument panel, the instructor could simulate some system failures and emergency situations.
Unlike M-3 single seater, the small pylon for air to air missiles were not fitted. There were no two seat variants of the M-4 single seaters. The unusual feature of Su-17 and Su-22 twin seat aircraft is that they are faster than their M-4 single seat counter parts. They are capable of Mach 2.1 whilst the M-4 single seaters cannot exceed Mach 1.7.

Su-22 in the Czechoslovak Air Force

Between the fifties and the eighties the CzAF was almost exclusively equipped with MiG aircraft (MiG-15 to MiG-23. The only exceptions were the Yak-23, Il-28, and the famous Su-7, the progenitor of the Su-22.
Until recently it was not known why CzAF changed to the Sukhoi OKB for new aircraft in the early eighties. The Su-25 was purchased because no equivalent was available. However it was less clear why the Su-22 was acquired when MiG-23BNs were already in CzAF service.
It now appears that the decision was taken because of the similarities with the Su-7 which were approaching the end of their useful lives. It was expected that transition between related aircraft would cause fewer problems even though the Su-22 was much more sophisticated.
The first Su-22M-4 and Su-22UM-3K deliveries were made in March, 1984. The 47th Reconnaissance Regiment formed a flight whilst the other two flights retained their MiG-21Rs and L-29Rs respectively. This regiment was stationed at Pardubice AFB, and moved later to Hradec Králové AFB. Now it carries the name „Atlantic".
The 20th Fighter-Bomber Regiment at Námeš nad Oslavou AFB (now named „Bay of Biscay") received its Su-22s between 1987 and 1989 (two Su-7s were retained as guardians). At the same time several Su-22s were delivered to the 6th Fighter-Bomber Regiment at Přerov AFB.
Su-22M-4s were delivered in two slightly different versions. The first (older) series did not have TV guidance system, i.e. these aircraft have no TV display in cockpit. The seat has orange seat belts and pilot fastens to them by special harness, which he wears over his suit. These aircraft had only two chaff/flare dispensers on rear fuselage in time of delivery. Russian servicemen attached additional two dispensers later during periodical maintenance.
The second (recent) series has TV guidance system yet, the TV display is located on instrument panel starboard side. There are also several minor differencies in instrument and control locations. Grey seat harness is a part of seat and a pilot fastens to it in the cockpit.
First Su-22s had black, white outlined code numbers, yellow and yellow, red or white outlined were also seen. Code numbers are unified during periodical overhauls to yellow, no outlined numbers. The aircraft production numbers were incorrectly interpreted to four digit code numbers (in CzAF the code number is four last digits of production number) at first delivery and several aircraft were renumbered later (for example all 27xxs are now 22xxs).
There is no camouflage pattern for Su-22s, each aircraft has individual colour scheme.
At present there are 87 Su-22s of both versions on the CzAF inventory. They have proved excellent aircraft in spite of their heavy maintenance demands and complicated avionic systems.
Su-22s are the most modern and potent fighter-bomber in the CzAF. Given budget restrictions and the present political situation they are likely to remain in service for many more years.

Technical description of Su-22M-4

The Su-22M-4 is a one seat all-metal fighter-bomber. A cantilever monoplane with swept back wings, the sweep of the outer panels can be varied between 30 and 63 degrees. The all-moving tailplane and the fin and rudder are also swept. Power is provided by an AL-21F-3S axial flow turbojet.

The wing. The inner, fixed part of the wing contains the cannon and undercarriage bays, a main box spar and hollow glove section. Construction consists of main and auxiliary spars and longerons. In addition there is a support rail and rib, to which the inner wing fence is attached. There are front, rear, central and cannon bay bulkheads, front and rear bulkhead and skin. Under the wing there are two weapon pylons.
In the cannon bay section, in addition to the weapon, there is an ammunition box and high pressure air bottles. The joint between the wing and fuselage is at the root of the main spar, which also supports the main undercarriage, the control units and the pivot for the outer wing panel. The front spar joins the and is attached to the structure by rivets and screws. The load bearings areas and those in which inspection panels are located are 6 mm thick, however the undercarriage bay area is chemically milled to 3 mm thickness and the cannon bay area to 2 mm. Three-layer honeycomb construction is used for the glove section, the layers are bonded with adhesives.
The first pylon is located at 1700 mm from the aircraft centreline and the second at 2331 mm. The outer weapon pylon is attached to the bottom of the second fence.
The outer panels of the wing consists of a leading edge, a central fuel tank and a rear section. The wing pivot is located at the junction of the second fence and the longeron. The construction of the wing sweep pivot consists of bearings on both the fixed and variable parts of the wings. The upper bearings are 100 mm in diameter, the lower bearings are larger at 110 mm, because of the higher loads to which they are subject. Grease is pressure fed into the pivot as the sweep angle of the outer wing changes. The outer wing moves on guides and on an auxiliary roller which reduces distortion at high loads when the sweep angle is at the maximum of 63 degrees. At the leading edge of this part of the wing there are slat guide rails. The front bulkhead carries the aileron actuators, electrical, radio and electronic wiring, together with AFS RHAW antennae and fuel pipes. In the rear section are to be found the bulkhead with landing flaps, aileron and auxiliary roller console hinges. At the wing tip there is another aileron hinge and front and rear navigation lights. These are switched on at either 63 or 30 degree sweep angles.
There are Fowler flaps at the rear end of the fixed part of the wing and split flaps on the variable section. Guide rails are on the Nos. 1 and 3 and the hinge is on No. 2 rib. Two of the ribs are load bearing and the skin varies in thickness between 0.8 and 2.5 mm. The longeron carries the outer flap hinges and six slipper consoles. A box is formed by the ribs and part of the rear bulkhead which contains the flap actuator. A special device controls the exact distance between the wing and the flap in all configurations.
The leading edge slat is in three sections. It moves forward 136 mm and droops 10 degrees. The skin is between 1.2 and 2.0 mm thick. Rollers, which move on the guide rails, are fixed to the outer slat ribs, whilst the actuator hinge is attached to the central rib.
The aileron is constructed from a longeron, a front bulkhead, shims, ribs, a leading edge and skin. On the longeron there are three hinges, two at the ends and one in the centre with the actuator. The axis of rotation is above the aerodynamic chord and the aileron itself is statically and aerodynamically balanced.

The fuselage is of semi-monocoque construction with a mainly circular cross section. It is constructed from bulkheads, longerons, spars and skin. There is a break at bulkheads Nos. 34 and 34a which allows removal of the rear section. The fuselage contains the engine with afterburner, a pressurised cockpit, fuel tanks, the main part of systems units, radio, electronic and weapon system modules and, at the rear, four air brakes.
The front part of the fuselage, between bulkheads Nos. 1 and 34, is constructed from six spars, twenty four longerons, fifty nine bulkheads and the skin. In the front of this section are found the engine air inlet, the cockpit and the nosewheel bay. To the rear, there are four fuel tanks, the first is "soft", engine mounts and the dorsal spine.
Bulkheads are of the plate and annular type, several create walls between sub-sections. Nos. 4, 9, 13, 14, 16, 18a, 20, 23, 25, 27, 28 and 34 are load-bearing. The wing is attached to Nos. 14, 20, 23 and 27.
The nose begins at the air inlet and ends at No. 4 bulkhead. It droops at an angle of 3 degrees. In the nose cone is located the KLEN-45 laser range finger and target marker. No. 3 bulkhead has four auxiliary air intake door hinges. These doors open automatically in response to pressure in the air ducts. Normally they are in the open position on the ground or at lower airspeeds, but can be in any position when the engine stops.
The cockpit is located between bulkheads Nos. 4 and 9 where the nose leg actuator and webs are hinged. Two air ducts flank the cockpit. Under the cockpit floor is found the nose wheel bay. At the rear wall of the cockpit two ejection seat rails and the nose leg actuator hinge are placed. 18 mm aluminium armour is fitted to the cockpit sides between bulkheads Nos. 4 and 5b. Heat insulation is provided by special fabric pads inside the cockpit and glass fibre outside. All joints are sealed with putty, cables and control rods by bushes. The canopy is in two sections, one part opening to the rear and the other fixed to the fuselage. The windshield frame is glassed with 12 mm acrylic glass at the sides and with three silicate glass layers reinforced with plastic in the front. An electric element and a conducting layer on the outer glass layer heats the windshield. All transparent areas are sealed to the frame with putty. The opening part of the canopy is made from a light alloy frame glassed with 12 mm acrylic plastic. There is an electrically heated rear-view periscope located on the top central brace. To the rear, the canopy frame is connected by chord to the ejection seat sequence unit. The canopy can be locked in the closed position, or opened to any angle up to 80 degrees. Opening can be effected manually, from inside the cockpit, or from the outside, by a handle. During the ejection sequence, the canopy is released in the first phase. After closure, the canopy is sealed with an inflatable rubber tube. The hood for instrument flying training is on the starboard side of the canopy. It is pneumatically actuated swivelling dome made from braced fabric. The control handle is on the port side of the instrument panel. The hood opens automatically below a pre-set altitude, determined by the radio altimeter setting. It also opens on altimeter failure and during the ejection sequence. When the aircraft leaves dangerous areas of the flight envelope, the hood automatically closes again. Should the hood control system fail, it can be opened manually.
The section aft of the cockpit, between bulkheads Nos. 9 and 13, contains air ducts and some equipment, which can be serviced through hatches on the sides and bottom of the spine. There are heat resistant steel panels in front of

of the auxiliary units. The engine is attached to the airframe through bearers joined to bulkheads Nos. 28 and 34. The engine bay is serviced through access panels. At the bottom of this section there are disc over-pressure valves which cool the engine bay by air flow induced by an ejection effect.
The dorsal spine lies between bulkheads Nos. 9 and 34 at the top of the fuselage. It contains fuel piping, power and instrument wiring, several equipment modules with on-board computer, fuel filler cap and a control panel. The heat exchanger air inlet is located between bulkheads Nos. 30 and 32.
The rear part of the fuselage, between bulkheads Nos. 34a and 45, can be removed to give access to the engine on the release of six bolts at bulkhead No. 34a. Four air brakes extends from bulkheads Nos. 35 to 37. The hinges are attached to No. 37.
The first fin spar and tail plane control rod hinges are joined to bulkhead No. 38. The second fin joint, control rod hinges and hydraulic actuators join bulkhead No. 39b. Tail plane half-axles turn on bearing attached to bulkheads Nos. 42 and 43, at the bottom of which is located the seat for the ground support jack or maintenance dolly. The last bulkhead is No. 45 which supports the brake parachute lock. All hatches are covered with hinged or removable panels.
Radio equipment modules are located in the fin fairing between No. 34a bulkhead and the first fin rib. Access can be gained through a panel on the port side.
The four airbrakes are constructed from longerons and transverse spars skinned on both sides. Front ends of two longerons are hinged to bulkhead No. 35 and there is, in addition, an actuator hinge attached to the front spar. The mechanism which varies the aperture of the jet nozzle is covered by a fairing fixed to No. 45 bulkhead. This fairing is constructed from rings and longerons skinned on both sides. The part of control system is armour protected against shrapnel small arms fire.

The all-moving tail plane rotates around half-axles set at an angle of 41 degrees 30 minutes to the centre line. The stabiliser consists of a front, central, rear section and an end rib. The front part is braced and is bolted to the central section. It is load bearing and is constructed from a leading edge, a main spar, eight braces, twelve ribs and a 1.0–1.8 mm skin. The rear section has fifteen ribs, the end rib is stamped from sheet and reinforced with bulkheads. The 8.4 kg anti-flutter counterweight is located in this area. Clearance between the tail plane and the fuselage is at least 10 mm.

The vertical tail plane consists of the fin and rudder. The fin is constructed from a front and rear wall, a longeron, fourteen braces, sixteen ribs, leading edge braces and a 1.2–1.5 mm skin. The fairing on top of the fin contains radio antennae.
The ventral fin is made from three pieces of sheet metal.
The rudder is hinged on ribs Nos. 8, 11 and 14. It is constructed from a front wall, three bulkheads, seventeen ribs, a trailing edge and a 0.8–1.2 mm skin. The 9.8 kg anti-flutter counterweight is located in the leading edge of the rudder.
The airframe is constructed from dural, aluminium and magnesium alloys. Steel and titanium alloy is used in those areas which are subjected to high loads or elevated temperatures. All dielectric fairings are made from glass fibre reinforced plastic.

The nose wheel undercarriage is fully retractable. All wheels are equipped with hydro-pneumatic dampers. Main wheels have four disc brakes. The front wheel is automatically aligned to the centre line position and main wheels are braked during retraction. Normally the undercarriage is hydraulically operated but is pneumatically lowered in an emergency (first the nose leg, then the main legs). Locks adjust the undercarriage when retracted and by breakstruts and actuators when extended. Red lights, on the instrument panel port side, indicate that the undercarriage is retracted and green that it is extended. On the undercarriage legs, there are three white lights which indicate that it is extended.
The main leg consists of damping web, a breakstrut with hydraulic actuator, wheel, overhanging swing arm, torque scissor, swivelling control link, actuator, locks and wheel well covers. The leg is hinged to the wing at six points. The nose leg is basically similar, except that the swing arm and its control link are not of the hung type and swivels. The entire undercarriage is made from high tensile steel.
The hydraulic retraction system consists of a selector, electro-hydraulic and selector cocks, check and three shuttle valves, three actuators, five locks, flow dampers, emergency lowering flap and undercarriage cock and brake cylinders used for automatic braking during retraction. The brake system has several sub-systems. The main one consists of a reductor, reduction valve, accelerators, differential unit, air selectors, brake pressure sensors and indicators and an anti-skid system. The start brake sub-system uses the same units and parts, but operates at higher pressure. The pilot can brake both wheels differentially by foot pedals (more than 12 degrees movement) together with brake lever depression. Emergency brake sub-system is controlled by an emergency brake handle on the instrument panel port side. The nose leg swivel sub-system operates in control or shimmy damping modes and consists of a hydraulic unit, control and power supply parts.
The brake parachute is used to shorten the landing roll. It is placed in the fin fairing together with an auxiliary chute. This fairing has a door opened by a spring actuator. It is insulated from the afterburner at the bottom. Inside the fairing, there are two electrical locks, the first one actuates the door spring and the second releases the brake chute. The brake chute is opened at a maximum speed of 320 km/h during landing rotation and is released at 10–30 km/h with the engine idling.

The hydraulic system has two independent systems. The first operates the undercarriage, air brakes, flaps and slats, control system boosters, swing wing system, nose leg swivel mechanism, main wheel braking during retraction, rudder control loading system selection and autopilot actuators. The second operates control system boosters and swing wing system. The systems are completely independent and located in different parts of the airframe, to reduce the risk that both be put out of action by enemy firing. The first system is located in the starboard fuselage side and fixed wing, the second system is in the port side. Both systems operate the boosters, actuators and swing wing units. Two rotary plunger pumps with variable fluid output supply provide the primary power sources. They are located on the engine auxiliary gear box and are driven from the engine shaft. Hydraulic reservoirs prevent flow shocks and supply the systems in the event of primary source failure. Distribution systems are electrically controlled. High pressure piping and fittings are made from stainless steel, and return lines from aluminium alloy. Movable servo units are connected to the systems by fluorocarbon polymer hoses or rotary sealed fittings. Every system has a fitting for ground power supply. Hydraulic reservoirs are filled through special valves. Fittings, valves and control panel are under the port engine bay hatch.
The first system consists of a main branch, between the pumps and distributor cocks, and a servo branch, between the cocks and servo units. Except for the servo units, all are in the engine bay between bulkheads Nos. 28 and 34. The main branch consists of a NP34M-1T pump, ground power supply fitting, filters, hydraulic reservoir wit filling valve, pressure sensors, cock, check, quick acting safety valves and collector tank. The fluid supply varies according to consumption. Pressure drop is signalled to the Tester U-3L onboard flight recorder and the 13-10.5 MPa low pressure warning on the cockpit hydraulic system panel. The quick acting valve disconnects all servo units except control boosters in the event of high fluid loss.
The second system also has two branches. The main part joins the pumps, swing wing system cocks and control boosters, whilst the servo branch links the swing wing electrically controlled cocks and hydraulic motors. All units, except boosters and hydraulic motors, are in the same part of the airframe like the first system. The second system has an electrically driven NS-3 auxiliary pump, which delivers fluid to the control system only in the event of main pumps failure. The systems can operate simultaneously.

The pneumatical system has five, independent circuits. There are a normal and automatically braking circuit, emergency undercarriage and flaps extending circuit, emergency braking circuit, canopy opening and sealing circuit and cannons loading circuit. All circuits are fitted with filters, check valves, steel pressure air bottles, pressure sensors, indicators and servo units. The filling piping and distributor is common to all circuits. Piping is made from aluminium with flexible hosing for connections.

The air conditioning system optimises pressure and temperature in the cockpit. It also ventilates and prevents dew formation. The electronic module bays and battery container are also cooled and ventilated. The pilot's PPK-IU anti-g is supplied with compressed air. Air pressure and temperature are regulated according to speed and altitude; alternately, they can be controlled manually. Cockpit ventilation is distributed through the distribution piping and manifolds. The system consists of piping, pressure regulator, humidity separator, check and electromagnetic valves, ground air condition system connector, manual and electromagnetic flaps, air cleaner, air and air-fuel heat exchangers, turbocooler, and temperature sensors.

The fuel system supplies T-1, TS-1 or PL-6 fuel to the engine. In the CzAF IONOL antioxidant is added to PL-6. The system consists of tanks, connecting piping, drain piping, tank pressurisation piping, pumps and auxiliary units. In the system there are four fuselage and two wing tanks. Jettisonable PTB-800 (820 litre) and PTB-1150 (±150 litre) tanks can be carried externally up to a maximum of four. Fuselage tanks are filled through the central filling point on the dorsal spine, located over tank No. 2. Wing tanks can be filled through by their own points or via a pump, from No. 2 fuselage tank. Drop tanks have their own filling points. No. 3 is a collector and fuel is pumped into it from all the other tanks. Fuel flows from the collector to a high pressure pump through a transport pumps or by gravity, in the event of pump failure. Under these circumstances altitude is restricted to 10.000 meters without afterburner. Tanks and fuel reservoir are automatically overpressurised.
The system contains air-fuel heat exchanger, fuel reservoir (to supply the engine at high g loads), a fuel consumption gauge, a level indicator, check, drain and float valves, filters and a closure cock. Fuel is pumped automatically and there are no trim changes during flight. Minimum fuel level is 800 kg, which when reached, is signalled to the pilot.

Flight controls consist of a joy stick which operates the tail plane and the ailerons. Conventional pedals control the rudder. All controls are connected to hydraulic boosters by rods and cables. Altogether there are five boosters, two for the tail plane, BU-250P and BU-250L for the starboard and port sides respectively, two for the ailerons, BU-220DP2 for starboard and BU-220DL2 for port, lastly, the rudder is controlled through a BU-220DRP unit.
There are spring loaded devices to feedback "feel" to the controls. Two devices are used for the rudder, the first works permanently and the second is switched on when the undercarriage is retracted. An ARZ-1 deviation unit automatically changes the load on the joy stick as speed and altitude change. A non-lineal unit changes the gear ratio of the tail plane controls. A special mechanical unit automatically deflects both ailerons up as the variable panels of the wing change from the middle angle to either minimum or maximum sweep. The aircraft can be trimmed in both the longitudinal and attitude axes. In the event of system failure, a reversing gears automatically return rudder and ailerons to neutral. Control rods are hinged on ball or swivel bearings.
The SAU-22M-2 autopilot has RAU-107A, RAU-107M and RA-30A servo units. There are eight controls on the joy stick: autopilot ON and OFF push buttons, autopilot trim, METKA missile guidance system control, weapon selector, autopilot interrupting push button ("gashetka SAU") external load jettison and gun firing button and brake lever. The flaps are controlled by selector switch for start, landing and flight configuration. It is located on the port side panel in front of the throttle quadrant.
Flaps, on the outer panels of the wings, can only be lowered when the sweep angle is at a minimum. Slats are extended as the flaps are lowered. They also extend automatically when the AoA exceeds 14 degrees. However, this mode is rarely used in CzAF. The wing position selector has three positions, 30 degrees, 63 degrees and intermediate. It is located, together with the sweep angle indicator, on the instrument panel port side. When the wing position selector is switched to intermediate, as the pilot is changing the angle of sweep, the wing will stop in any position. Minimum sweep angle terminal switches block split flap control. Movement of the wing from minimum to maximum sweep angle takes from 18 to 19 seconds.

The pilot ejection system. The K-36DM ejection seat is activated, by the pilot, by closing the dual control handle. The sequence is independent of the electrical system.
The K-36DM ejection seat consists of a frame, a KSMU-36M unit (which serves as a power source and control unit), harness tightening mechanism, telescopic rod, KPA-4M parachute opening automat, headrest containing a PSU-36 parachute, NAZ emergency food container, vertical seat adjusting system, with a travel of 160 mm, ejection sequence unit, protective deflector (used at speeds of more than 800 km/hr), in flight telescopic stabilising de-

vice, oxygen supply system and a parachute opening and pilot separation device. The seat cannot be ejected through the canopy. In the first phase of the ejection sequence, the canopy is jettisoned automatically, or in the case of system failure, manually by means of an emergency handle. Should the canopy still be in place, it can be released by the normal opening handle, when it jettisons by aerodynamic forces.

The fire extinguisher system protects the aircraft against fire. Fires in the engine bay and rear fuselage activate an alarm and are extinguished. There are heat insulation panels surrounding the engine and afterburner and cooling air flows between these panels and the engine. The fuselage fuel tanks are only blanketed with pressurised (120-240 kPa) nitrogen during combat missions. Two nitrogen bottles, each with a capacity of 16 litres, are located in the fixed wing sections. All wing tanks are filled up to a level of 70% with polyurethane foam, as fire protection. The drop tanks have no protection against either fire, or combat damage.
The fire alarm system is triggered by ionisation sensors, located at bulkheads Nos. 30, 32, 36, 39 and 45. The signal is transmitted to an electronic evaluation unit and to a "FIRE" signal light. The pilot closes the fuel cock and activates the fire extinguisher system by push button. Foam, in 4 litre bottle, is injected by cartridges through manifolds at bulkheads Nos. 29, 32 and 34, into the engine bay.

The electrical system consists of 28V DC circuit, a single phase 115V/400Hz AC circuit and three-phase 3 x 36V/400Hz AC circuit. Primary power source is provided by two GS-12T (28.5V, 12kW) DC generators and SGO-8TF (115V/400 Hz, 8000VA) AC alternator on the engine gear box. The battery is a nickle-cadmium 20-NKBN-25 unit. There are two PTO 1000/1500 (115V/400Hz, 1500VA and 3 x 36V/400Hz, 1000VA) transfer rectifiers. The ground power supply unit can deliver 28.5V DC and 3 x 208V/400Hz, 1000VA AC.

The instrumentation consists of flight, system, navigation and weapon delivery.
The PrNK-54 navigation set contains radio navigation and landing system, based on two independent units, long range RSDN (similar to LORAN C) and short range A-312 (similar to TACAN). It is controlled by an on-board CVM 20-22 computer. The pilot can select six turning points and four target points. The unit can also steer the aircraft, in coordination with the autopilot, over a chosen flight path.
DISS-7 Doppler locator, a drift sensor, an IKV-6 inertial platform and a radio beacon receiver supply navigation, weapon and autopilot systems with necessary data.
Also included in the instrumentation are an ARK-22 radio compass, an A-035 radio altimeter and other usual equipment. The SPU-9 communication system and the R-862 transmitter/receiver are fitted.
A SRO-2 IFF system, a SO-69 transponder, SVS-P-72-3 receiver, SPO-15LE (SIRENA) radar emission receiver and a PION aerial are also carried.
The weapon system consists of a KLEN-45 laser rangefinger and target marker, a SUO weapon jettison control system, ASP-17BC gunsight and various air to ground missile guidance instruments. The PrNK-54 system supplies data for all external war load delivery and gunfire, in either automatic or manual modes. Additionally, together with the autopilot, it automatically steers the aircraft into the target area. It also defines variable declination for GSh-23 gun in SPPU-22 gun pod in forward ground straffing mode.

The AL-21F-3S engine is a single spool axial flow turbojet with an adjustable afterburner. The engine has a fourteen stage compressor (with ten of the stator blades variable pitch), an annular combustion chamber with twelve flame tubes, a two stage turbine, an afterburner and a variable orifice nozzle. Auxiliary systems include an oil lubrication, an ADT-58B fuel flow regulation system, a variable compressor stator blade hydraulic control system, a RSF-53B variable nozzle control system and an automatic engine start system, which can be used for turning the cold engine and the APU unit. Other systems include an air bleed system used for fuel tank pressurisation and as a source for air conditioning system, control and signalling systems.
Engine controls are sited on the port side of the cockpit. The POM throttle quadrant has stop positions for STOP, IDLE, MAX, MIN AFTERBURNER and MAX AFTERBURNER. The RADIO ON push button, air brake selector and two navigation and weapon push buttons are on the POM handle. The POM position is transferred mechanically to the fuel and nozzle regulators.
The engine bay is cooled by air flowing from the compressor face in flight or through disc valves on the ground. Two auxiliary air inlets (between Nos. 31 and 33 bulkheads) supply cooling to the afterburner. Two other air inlets (between bulkheads Nos. 29 and 33) perform a similar function for the generator. The drain system collects unused fuel and oil to a sump.

Armament. Two NR-30 30 mm cannons, each with 80 rounds of ammunition, are the only in-built weapons. The SPPU-22-01 cannon pod, containing a GSh-23 gun with 260 rounds, can be carried for forward (on outer wing pylons, the gun declination can be controlled by PrNK-54 weapon system) or rearward (on underbelly pylons and G-52-6307-200-01 adapters, the gun is fixed in a pre-set angle) ground straffing.
Air to ground S-8M, S-8K, S-8KI, S-8KO, S-8KPB, S-8OI and S-8PI 57 mm unguided rockets are launched from 32 round UB-32A/57 or UB-32M/57 pods and 16 round UB-16/57U pods, S-8A and S-8M 80 mm rockets are carried in 20 round B-8M1 pods. APU-68 launch rails carry S-24 240 mm rockets and dedicated PU-O-25 container is used for the carriage of S-25O, S-25OF and S-25OFM rockets. BM-13 rocket pod carries five and Czech designed and produced RM-122 rocket pod carries four 122.4 mm unguided S-13 rockets primarily used by GRAD ground launchers.
A wide range of guided air to ground missiles can be delivered by the Su-22. These include the Ch-25 MP (AS-12 Kegler) anti-radiation missile, the Ch-25MR (AS-10 Karen) radio controlled missile and the Ch-25ML (AS-10 Karen) laser homing missile, all of which can be launched from APU-68 launchers. Ch-29T (AS-14 Kedge) TV guided missile, Ch-29L (AS-14 Kedge) laser guided and Ch-58E (AS-11 Kilter) anti-radiation weapons are launched from AKU-58 launchers.
Any type of bomb, weighting 500 kg or less can be carried by the Su-22. These include the PB-250 retarded bomb, the ZB-500 fire container, the RBK-250, KMGU-2 or KMG-U cluster bomb with PTAB, PFM, PTM-1 or AO-2.5 submunition, 100 kg and 250 kg "iron" bombs are carried under MBD3-U6-68-1 multiple ejection racks. All external stores, unless otherwise specified, are carried under BD-3-57MT or MTA pylons.
The SSh-45 gun camera can be attached to the windshield.

Twelve 56 mm SPPI56 cartridges of KDS chaff/flare dispensers are carried on the starboard side of the dorsal spine together with four ASO-2V blocks, each containing two cassettes with 32 PPI26 cartridges on top of the rear fuselage.
The IR R-60 (AA-8 Aphid) close range air to air missiles, on P-62-1MD launchers under PD-62-32 mid wing pylons, are carried for self-defence. For training, their place is taken by the UZR-60 registers.
The KKR reconnaissance pod can be carried under the central fuselage pylon. It contains three photo cameras and flares for night duty in the front section and ELINT RTR modules in the rear. The SPS ECM pod is carried under an inner wing pylon.

Piping system colour marking. The pneumatic system is black with different coloured strips on pipe work. The hydraulic system is medium grey or bare metal, again pipes are painted with coloured strips. Fuel pipes and units are yellow, the fire extinguisher system is red, whilst the oxygen system is blue.

Colours

Cockpit: pale blue-grey FS 36373 including instrument panel and side consoles, the gunsight and area under windshield black, the area between Su-22UM-3K front and rear cockpit black and pale blue-grey FS 36373. Seat belts are orange FS 22510 on initial series or light grey FS 26622 on later aircraft.
The undercarriage: legs are light grey FS 16473, working surface polished steel, wheel disc green FS 14110, wheel well interior light grey FS 26329.
Brake chute fairing interior: zinc chromate primer yellow.
Air duct inner surface: yellow anodized dural.
Airframe, access panels and hollow section inner surface: zinc chromate primer yellow.
Air brake and slat inner surface, air brake and slat well: silver.
Fowler flap inner surface: pale grey-blue FS 24277.
Split flap inner surface: zinc chromate primer yellow.
Heat exchanger outlet: stainless steel.
Split flap undersurface: silver.
Jet nozzle – outer shell: bluish burned stainless steel,
vanes: dark burned metal,
afterburner inner surface: reddish burned metal,
afterburner spray bar: metallic grey.
Launchers and adapters: silver, pale grey-blue FS 24277 or light grey FS 26622. AKU-58: light grey FS 26622 or silver. APU-68: grey FS 26293. P-62-1MD: dark grey FS 26251 and FS 26293.
External stores: Kh-25, Kh-29, R-60, UZR-60, ZB-500: white FS 27295.
PU-O-25, KMGU-2, KMG-U, SPPU-22, UB-16/57U, UB-32/57, B-8M1, RM-122, BM-13: silver.
S-24, S-25, Kh-58E: blue-grey FS 25189.
S-13, PB-250: green FS 34259.
FAB-250: green FS 24201, 24233 or grey green FS 26329. FAB-500: grey-green FS 26329. ZAB-100: grey FS 26152. OFAB-100: grey FS 26373. RBK-250: green FS 24052.
SPS ECM pod and PTB drop tanks: camouflaged.
DELTA NM pod: camouflaged or silver.
KKR reconnaissance pod: pale grey FS 26595.
BA-58: pale grey-blue FS 24277.
Camouflage colours - upper surface: tan FS 20219, dark brown FS 20059, light green FS24097, dark green FS 24079, dielectric fairings green FS 14110. Under surface: pale grey-blue FS 24277 and weathered silver FS 17178. All colours are only typical examples, especially upper surface colours can differ by weathering or age.

Technical data

Length overall/without boom and fin	19,280/18,572 mm
Wingspan at max./min. sweep angle	10,025/13,800 mm
Height	5,129 mm
Wheel track/base	3,830/5,247 mm
Front wheel/main wheel type	K-2106A/KT-69/4Sh
Max. front wheel swivel angle	+–27°
Wing dihedral/incidence	–3°/+1°
Max./min. wing sweep angle	63°/30°
Wing area at max./min. sweep angle	34.45/38.49 m²
Aileron area	1.81 m²
Tail plane area	5.58 m²
Fin/rudder area	5.54/0.92 m²
Air brake area	0.33 m²
Brake/auxiliary chute area	25/1.5 m²
Air brake max. extended angle	50°
Max. flap deflection	45°
Weight – empty	10,570 kg
– normal/max. takeoff	15,230/19,430 kg
– max. landing	13,400 kg
Weight of fuel	3,770 kg
Max. speed – at 200 m	1,350 km/h
– at 11,000 m	M– 1.7
Min. speed	300 km/h
Max. range at 10,000 m with external tanks 4x800 l	2,550 km
Ceiling with/without afterburner	15,200/12,000 m
Takeoff roll at normal/max. takeoff weight	850–900/1,500 m
Speed at takeoff rotation	360 km/h
Landing roll with/without chute	950–1,100/1,200–1,300 m
Speed at landing rotation	cca 285 km/h
AL-21F-3S engine	
Length without/with afterburner	3,330/5,160 mm
Diameter	1,030 mm
Weight	1,720 kg
Max. power with/without afterburner	78/112.5 kN
Rpm at idle/economical/max	5,630/6,890–7,400/8,500 rpm
Gas temperature in front of the turbine at idle/economical/max	470/730/1,110 °C
Specific fuel consumption at economical/max/maximal afterburner	76/98/186 kg/kN hr
Acceleration idle-max/idle-afterburner	4–7/ max. 8 s

Su-22M-4, 7002, 47. pzlp, Hradec Králové, prosinec 1990.
Su-22M-4, 7002, 47th Recon Regt., Hradec Králové, ČSFR, Dec. 1990.

Su-22M-4, 4012, tlačen zpět do zpevněného úkrytu.
Su-22M-4, 4012, pushed in a hardened aircraft shelter.

Su-22M-4, 4012, 20. sbolp, Náměšť n/Osl., listopad 1990.
Su-22M-4, 4012, 20th F-B Regt., Náměšť n/Osl., ČSFR, November 1990.

Su-22UM-3K, 7207, 6. sbolp (ex Přerov), Náměšť n/Osl., červen 1991.
Su-22UM-3K, 7207, 6th F-B R. (ex Přerov AFB), Náměšť, June 1991.

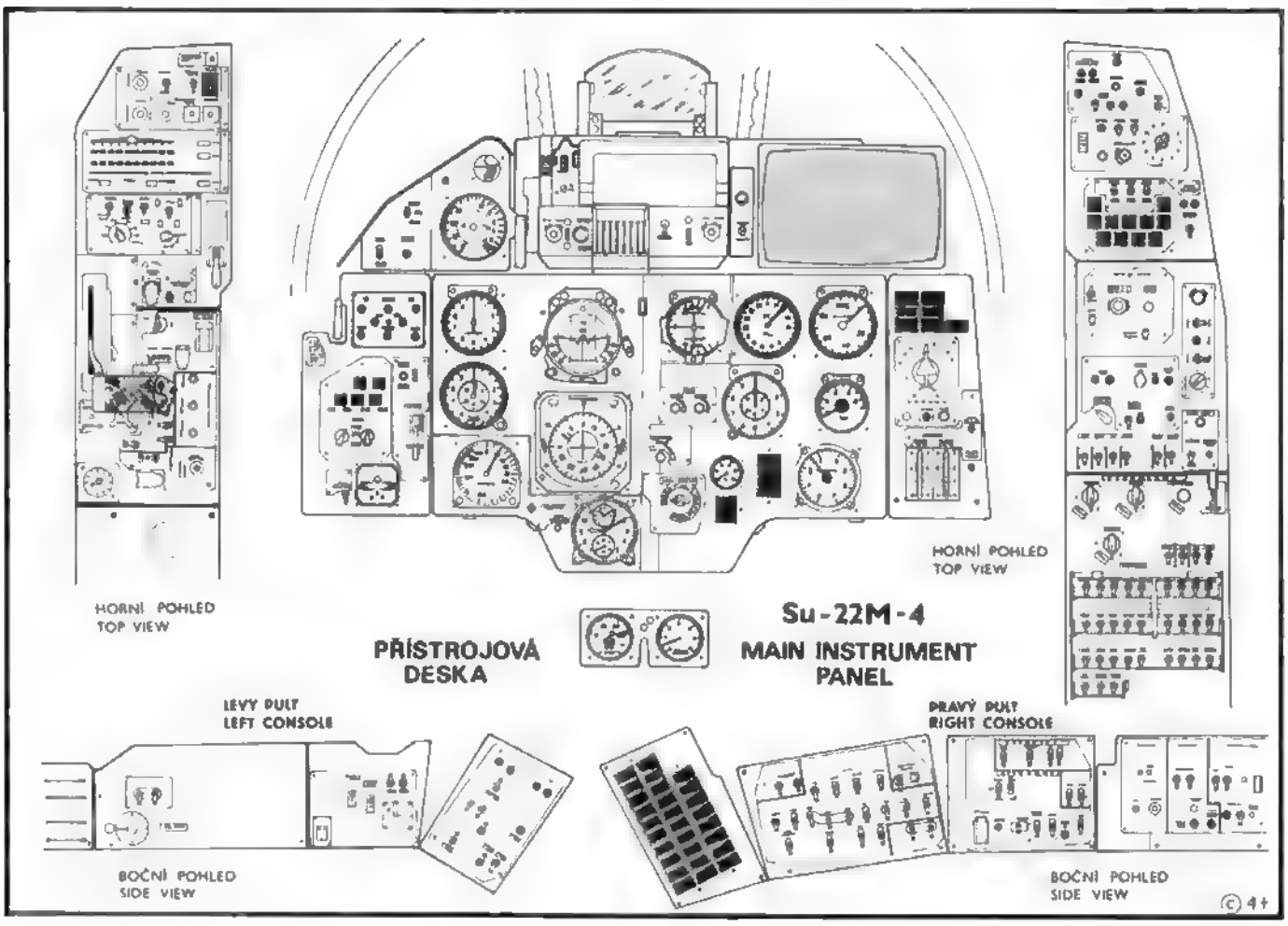
Su-22UM-3K, 8202, 47. průzkumný letecký pluk, Hradec Králové, leden 1991. Vpravo detail přední části trupu s kabinou.
Su-22UM-3K, 8202, 47th Recon Regiment, Hradec Králové, ČSFR, January 1991. Right hand nose and canopy detail at right.

Su-22UM-3K, 7103, 20.sbolp, Náměšť n/Osl., listopad 1990.
Su-22UM-3K, 7103, 20. F-B R., Náměšť n/Osl., ČSFR, November 1990.

Su-22UM-3K, 8202, přední část trupu se žebříkem a obslužným můstkem.
Su-22UM-3K, 8202, cockpit canopies with access ladder and platform.

Dvojice pravých antipompážních dvířek
Two starboard auxiliary air intake doors

Levá strana přední části trupu se žebříkem
Nose section port side with access ladder

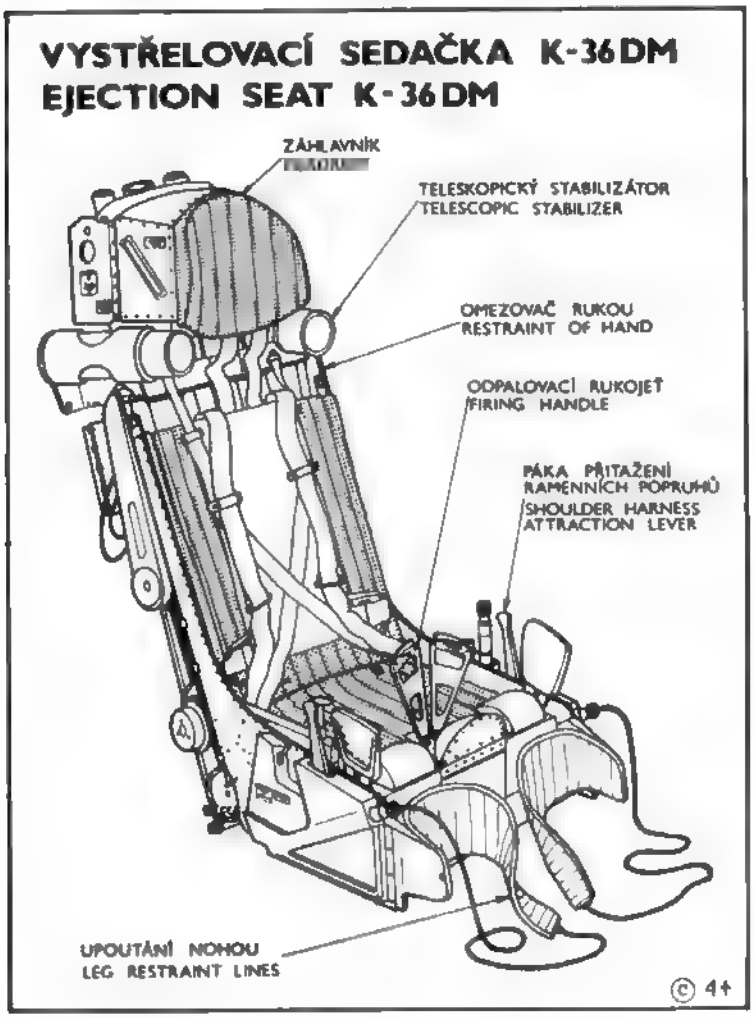


Nahoře vlevo: Vstupní otvor tepelného výměníku v přechodu kýlové plochy. Výstupy ohřátého vzduchu jsou na obou bocích
Nahoře vpravo: Svislá ocasní plocha s pouzdrem brzdicího padáku, kryty antén a zadní poziční světlo.

Top left: Heat exchanger air inlet in fin fairing. Hot air outlets located on both sides
Top right: Fin and rudder with brake chute fairing, antennae fairings and rear position light

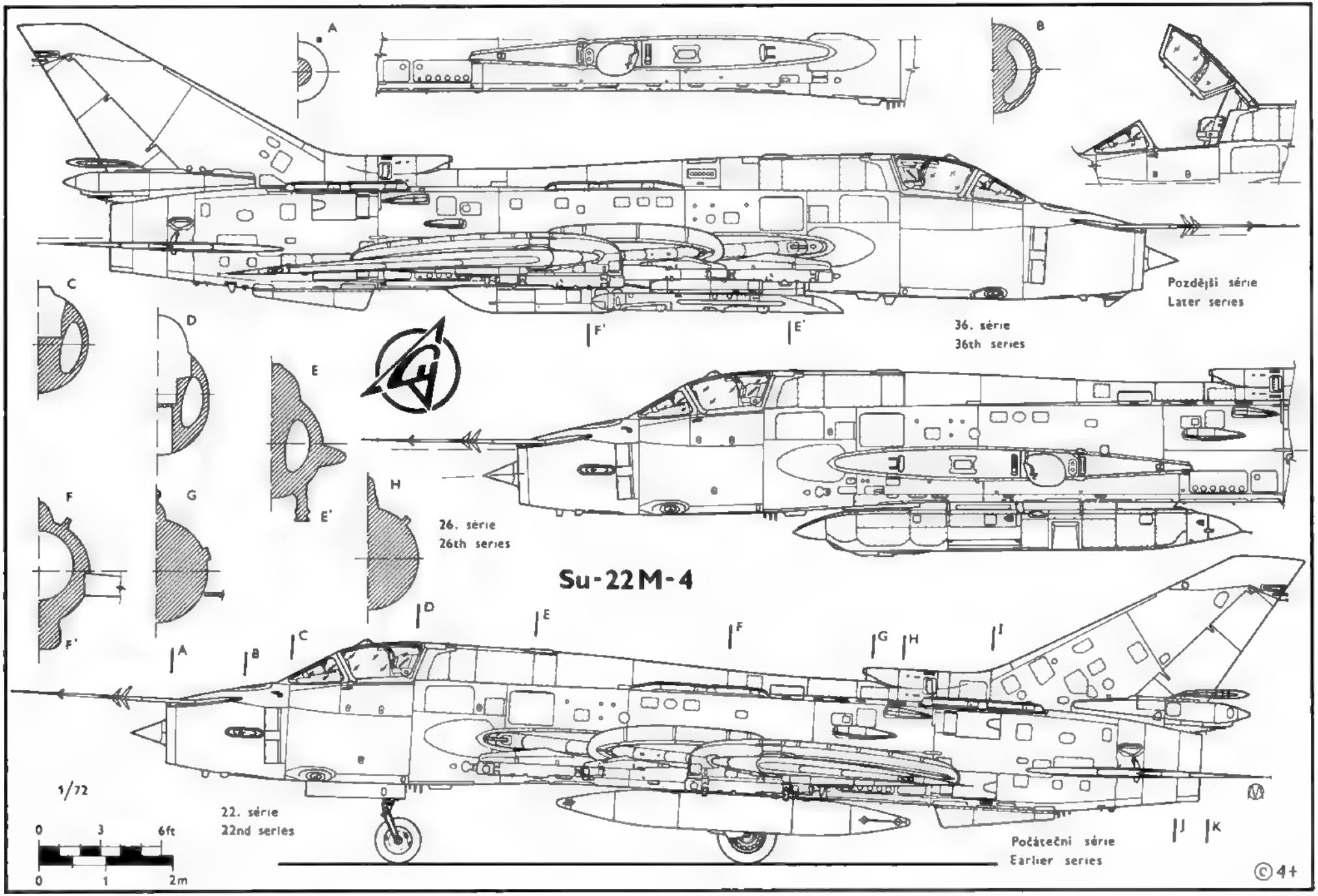
Nahoře: Pevná kýlová plocha umístěná pod zadní částí trupu v prostoru brzdicích štítů
Výsuvný slot na pohyblivé části pravého křídla, zeshora (vlevo) a zespoda (vpravo). Slot je třídílný se třemi pracovními válci

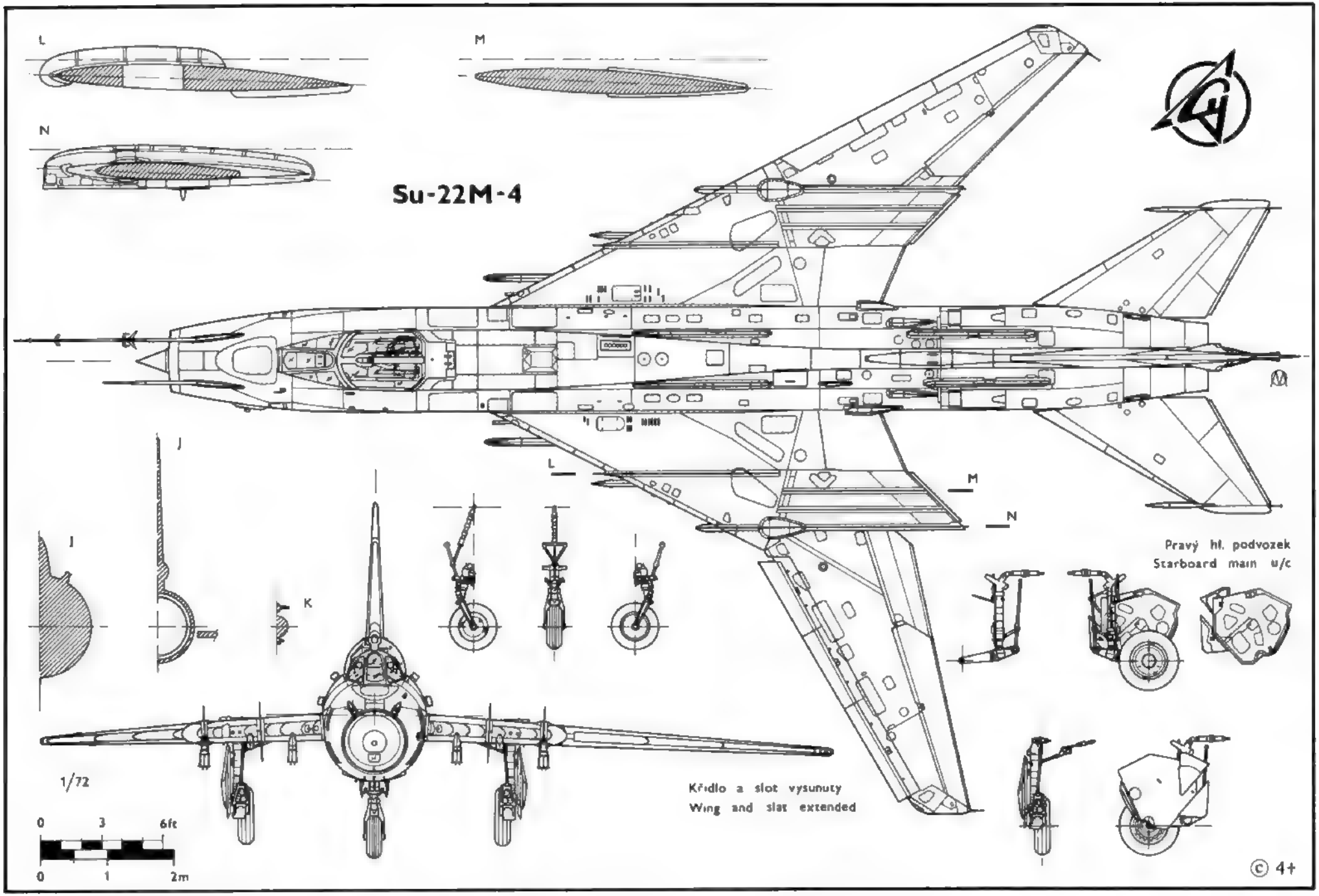
Top: Fixed auxiliary fin under rear fuselage. Airbrakes are located above
Starboard wing slot, upper side (left) and underside (right). This slat is in three sections operated by hydraulic actuators

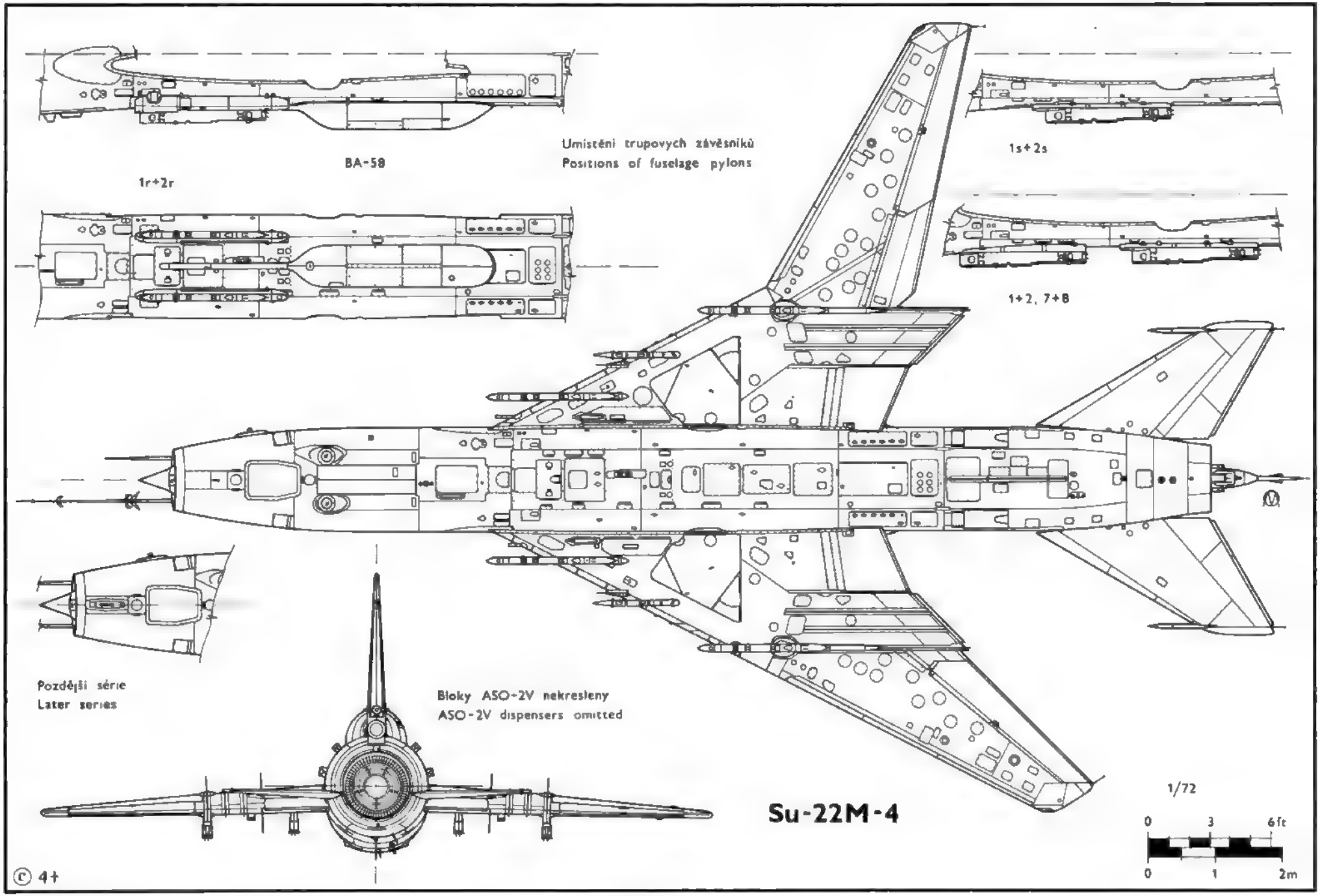


Vystřelovací sekvence sedadla je následující:
1) Příprava. Sklopí se filtr přilby a odhodí se překrytí kabiny. Přitáhnou se ramenní a břišní popruhy a zvednou se nohy pilota. Sklopí se omezovače rozhození rukou.
2) Pohyb ve vodících kolejnicích. Sedadlo se posouvá v kolejnicích, rozpojí se konektory spojující sedadlo s palubními sítěmi. Zapne se kyslíková soustava sedadla a případně se vysune deflektor. Oděv pilota se odpojí od soustav letounu a jeho nohy se přitáhnou k sedadlu.
3) Volný let sedadla s pilotem. Padákový automat časuje zpoždění závislé na rychlosti a výšce letu a terénu. Vysouvají se stabilizační tyče.
4) Otevření padáku a oddělení pilota. Padákový automat otevře schránku a vysune vrchlík. Odstřihnou se popruhy a nožní úchyty. Omezovače paží se zasouvají. Rukojeť ovládání zůstává v rukou pilota. Ten se oddělí od sedadla a uvolní se schránka s nouzovou dávkou, radiomaják a záchranný člun.

Ejection seat sequence is as follows:
1) Preparation. Visor on helmet is pulled down and the canopy is jettisoned. Shoulder and belly harnesses are fastened, pilot's legs are secured and arm covers are drawn down.
2) Movement in guide rails. The seat moves up. All connections are broken. The seat oxygen system is switched on and air deflector is drawn down. Pilot's systems are disconnected from the aircraft and his legs are fastened to the seat.
3) Flight of the seat with pilot. The parachute operating mechanism calculates the opening delay in accordance with speed, altitude and terrain, stabilising rods extend.
4) Chute opening and pilot jettisoning. After deployment of the parachute harnesses and leg fasteners open and arm covers retract whilst the ejection sequence handle remains in pilot's hands. He leaves the seat followed by an emergency pack containing food, radio beacon and a dinghy.


A
B
C
D
E
E'
F
F'
G
H
Pozdější série
Later series
36. série
36th series
26. série
26th series
Su-22M-4
22. série
22nd series
Počáteční série
Earlier series
1/72
0 3 6ft
0 1 2m
©4+


Su-22M-4
L
M
N
J
K
1/72
0 3 6ft
0 1 2m
Pravý hl. podvozek
Starboard main u/c
Křídlo a slot vysunuty
Wing and slat extended
© 4+


BA-58
1r+2r
Umístění trupových závěsníků
Positions of fuselage pylons
1s+2s
1+2, 7+8
Pozdější série
Later series
Bloky ASO-2V nekresleny
ASO-2V dispensers omitted
Su-22M-4
1/72
0 3 6ft
0 1 2m
© 4+

O
P
R
Su-22UM-3K
1/72
0 3 6ft
0 1 2m
72. série
72nd series
© 4+

Nahoře Su-22M-4, 4619, 20. stíhací bombardovací letecký pluk, Náměšť n/Osl., červen 1991
Vlevo Su-22M-4, 4014, tažen Tatrou T-138 na letovou stopanku, 20. stíhací bombardovací letecký pluk, Náměšť n/Osl., listopad 1990

Top, Su-22M-4, 4619, 20th F-B Regt, Náměšť n/Osl., CSFR, June 1991
Left, Su-22M-4, 4014, towed to the ramp by Tatra T-138 tractor, 20th Fighter-Bomber Regiment, Náměšť n/Osl., CSFR, November 1990

Su-22M-4, 7001, 47. pzlp, Hradec Králové, leden 1991.
Su-22M-4, 7001, 47th Recon R., Hradec Králové, CSFR, Jan. 1991.

Su-22M-4, 3402, 20. sbolp, Náměšť n/Osl., listopad 1990
Su-22M-4, 3402, 20th F-B Regt., Náměšť n/Osl., November 1990

Su-22M-4, 2719, 47. pzlp, Hradec Králové, prosinec 1990.
Su-22M-4, 2719, 47th Recon R., Hradec Králové, CSFR, Dec. 1990.

Su-22M-4, 4012, 20. sbolp, Náměšť n/Osl., listopad 1990
Su-22M-4, 4012, 20th F-B Regt., Náměšť n/Osl., November 1990

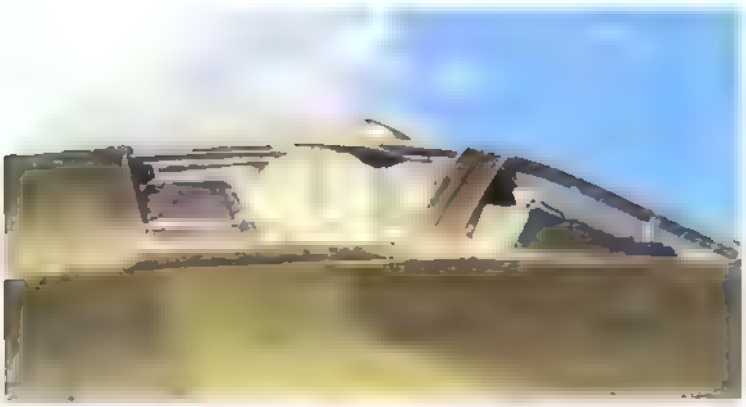
Řada Su-22 na letové stojance Náměšť nad Oslavou, listopad 1990.
The line of Su-22s on the ramp. Náměšť nad Oslavou, ČSFR, November 1990.

Su-22UM-3K pojíždí po přistání na stojanku
Su-22UM-3K taxying to the ramp after landing

Su-22UM-3K, 7103, 20. sbolp, Náměšť n/Osl., listopad 1990.
Su-22UM-3K, 7103, 20th F-B R., Náměšť n/Osl., ČSFR, Nov. 1990

Su-22M-4, 3312, 47. pzlp, Hradec Králové, leden 1991
Su-22M-4, 3312, 47th Recon R., Hradec Králové, ČSFR, Jan. 1991

Su-22UM-3K, 7207, 6. sbolp (ex Přerov), Náměšť n/Osl., červen 1991 (nahoře) a Su-22UM-3K, 6102, 47. pzlp, Hradec Králové, 1987 (dole)
Su-22UM-3K, 7207, 6th F-B R., Náměšť n/Osl., June 1991 (top) and Su-22UM-3K, 6102, 47th Recon R., Hradec Králové, ČSFR, 1987 (bottom)

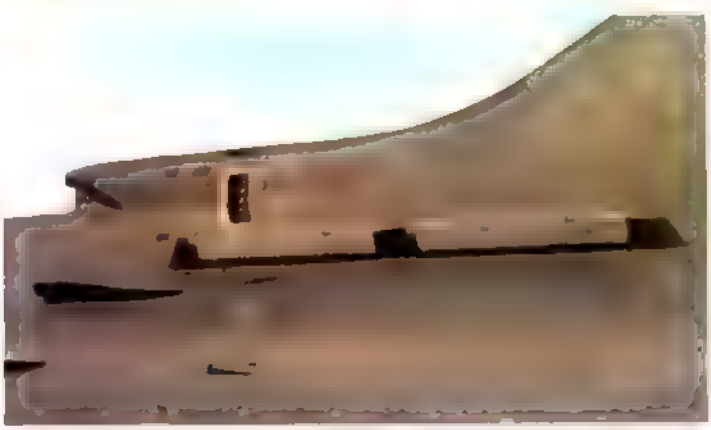


Překryt kabiny se záclonkou pro nácvik letu bez vidu v pracovní poloze
Cockpit canopy with hood for instrument flying training

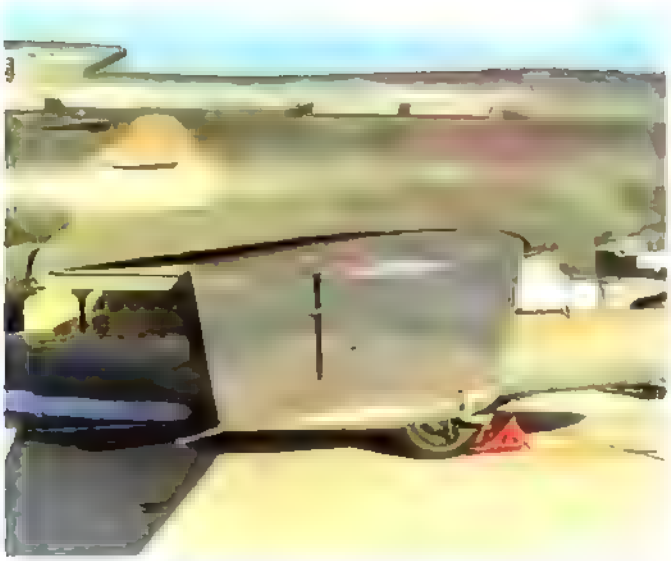
Zavěšení překrytu kabiny, záclonka složená po pravé straně překrytu.
Cockpit canopy hinge, the hood is fitted to the starboard side.

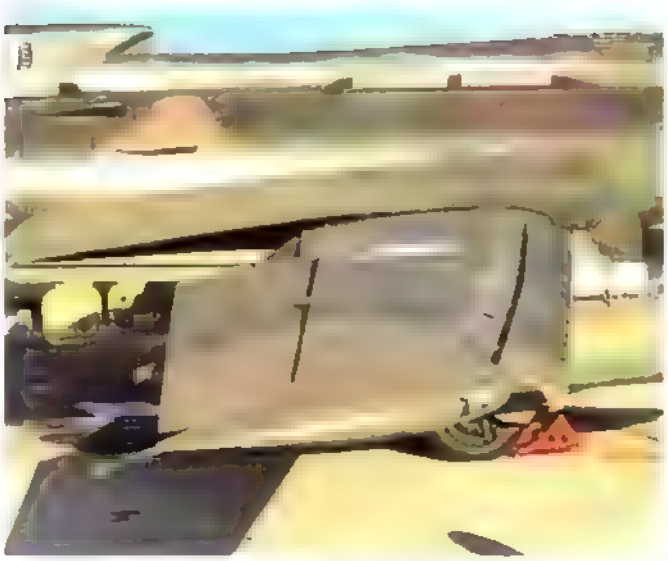
Štítek kabiny a přední část trupu
Cockpit windshield and nose section upper side

Překryt zepředu. Zpětná zrcátka, systém ofukování a prac. válec
Canopy looking rearward. Mirrors, air blast system and actuator



Vstup a výstupy tepelného výměníku, zprava a zleva. Výmetnice ASO
Heat exchanger inlet and outlets, port and stbd. view. ASO dispensers

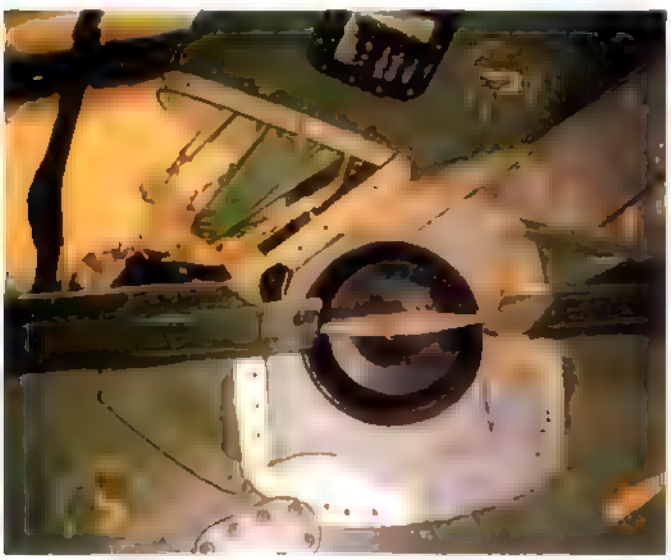




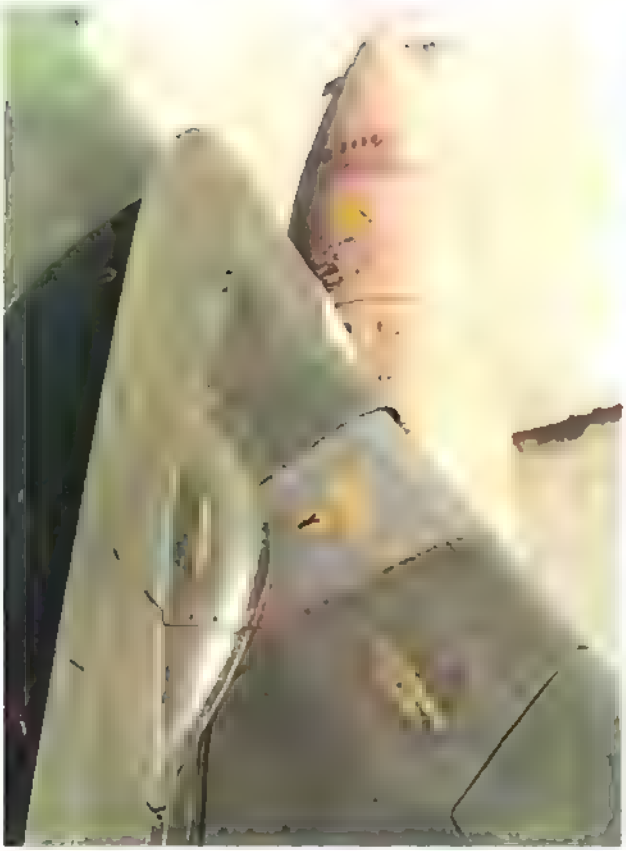
Vnější přestavitelná část křídla letounu Su-22M-4 ve startovní poloze (30°) se zasunutou (vlevo) a vysunutou (vpravo) klapkou a slotem
Su-22M-4 outer variable wing section in takeoff landing configuration (30°) with flap and slat retracted (left) and extended (right)

Levá vnější část křídla letounu Su-22UM-3K
Su-22UM-3K port outer wing section

Přechodová partie levého křídla mezi pevnou a pohyblivou částí
Joint between fixed and variable section of the port wing



Odkrytý uzel čepu pravé přestavitelné části křídla, zeshora (vlevo) a zepředu (vpravo)
Uncovered starboard variable wing section main pivot, looking downward (left) and rearward (right)

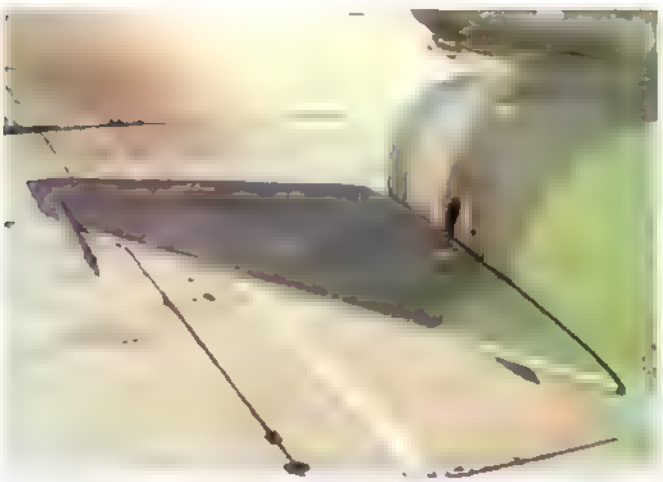


Nahoře: Duty úsek pevné části křídla
Vlevo: Kryt uzlu čepu přestavitelné části křídla s aerodynamickým plíškem a vnějším pylonem

Top: Inner (fixed) wing part hollow section
Left: Covered variable wing section main pivot, aerodynamic fence and outer pylon

Odklopná klapka pravé vnější části křídla
Starboard outer wing section hinged flap

Výsuvná klapka pravé vnitřní části křídla
Starboard inner wing section extended flap

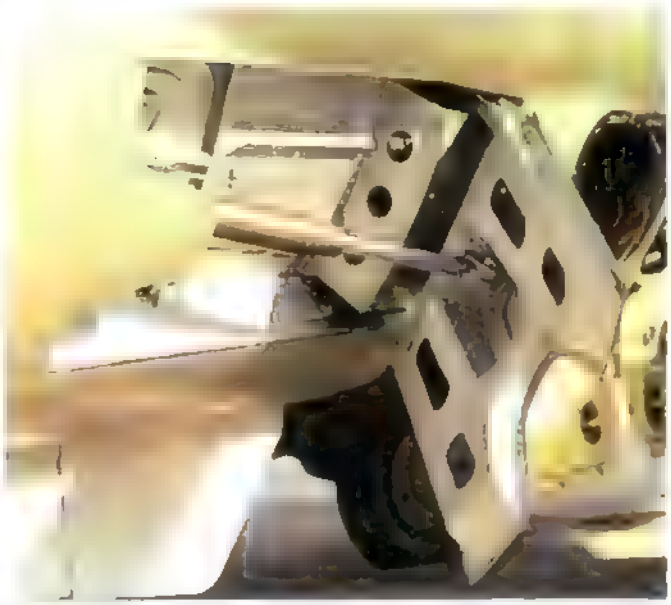


Pravý stabilizátor s protivibračním závažím
Starboard tail plane with antiflutter counterweight

Uložení pravého stabilizátoru a část přenosové páky
Starboard tail plane mounting and part of the actuator

Otevřená schránka brzdicího padáku, zezadu.
Open brake chute bay, forward view

Kryt schránky brzdicího padáku a pouzdro antén, levá strana
Brake chute fairing and aerial cover, port side



Vnější a vnitřní části horního (nahoře) a spodního (dole) pravého brzdicího štítu. Levé štíty jsou shodné
Outer and inner sides of upper (top) and lower (bottom) starboard airbrakes. Those on port side are identical

Levá (vlevo) a pravá (vpravo) strana přední podvozkové šachty. Na vnitřní straně krytu je vyhrání pro přídavné kolo
Nose landing gear well, port (left) and starboard (right) side. Note bulged wheel well cover inner sides

Levá hlavní podvozková noha s kolem a kryty, zprava.
Port main landing gear leg and wheel with covers, starboard side

Přední podvozková noha s kolem, levá strana
Front landing gear leg and wheel, port side

Pravá šachta hlavního podvozku, zepředu
Starboard main landing gear well, looking rearward

Levá šachta hlavního podvozku, zezadu
Port main landing gear well, looking forward

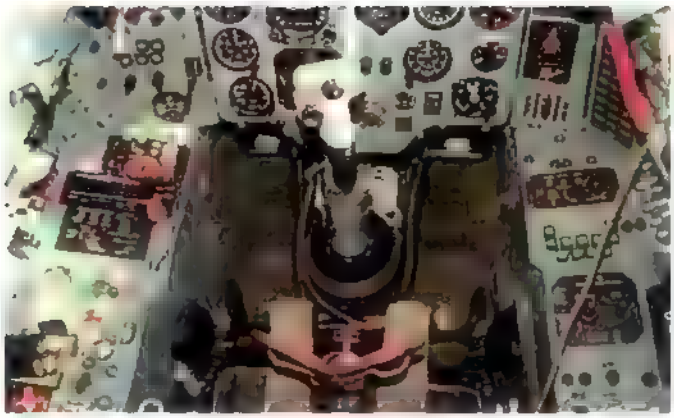
Vlevo nahoře Přední část pilotního prostoru s přístrojovou deskou, zaměřovačem ASP-17BC a řídicí pákou. Deska je rozdělena bílou středovou vertikální linkou Vpravo obrazovka TV navaděcího systému a signalizační a výstražná tabla
Vpravo nahoře: Záhlavník sedadla K-36DM a část zadní stěny pilotního prostoru. Za pozornost stojí těsnicí hadice, dva otvory zadních zámku překrytu kabiny a lanko spojující sedačku s překrytem kabiny

Top left Cockpit front side with instrument panel, ASP-17BC gunsight and control stick Note white vertical centreline on the instrument panel TV guidance system display and signal and warning lights are on the starboard side
Top right K-36DM headrest and upper part of the rear cockpit wall Note rubber sealing hose, two holes for rear canopy locks and chord connecting ejection seat sequence unit and canopy frame

Čelní štítek překrytu kabiny s pancéřovým sklem a přístrojová deska
Windshield with armoured glass central section and main instrument panel

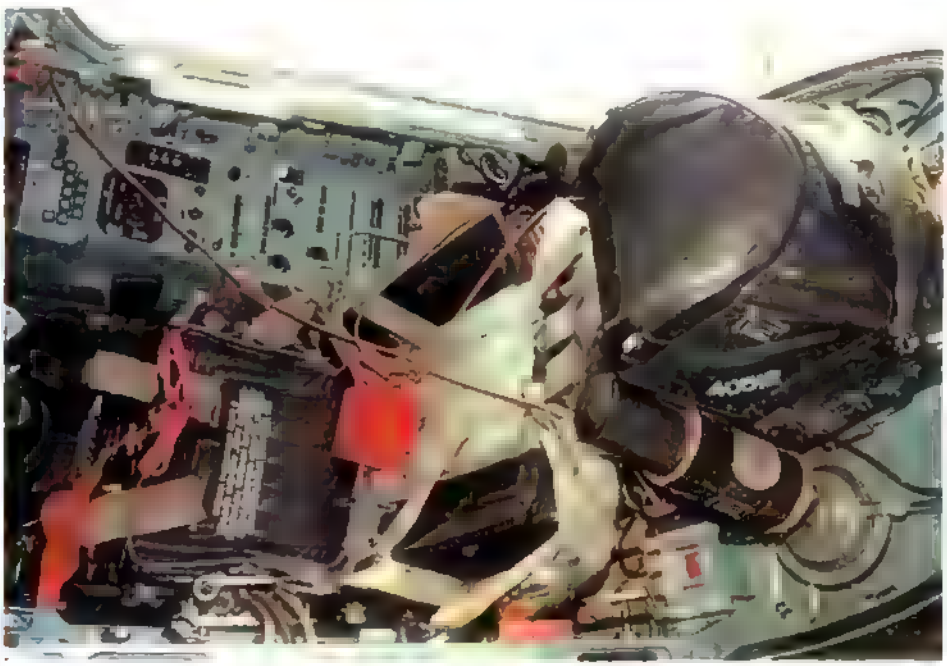
Levá strana kabiny s PDM a panelem zbraní, systémů (vlevo) a pravá strana s ovládači radiových, navigačních a elekt systémů (vpravo)
Port cockpit side with PDM throttle and weapon control panel (left) and stbd. side with radio, navigation and circuit controls (right)

Přístrojová deska staršího typu - v místě obrazovky počítadla tlaku
Instr. panel initial type - Exposure indicators in place of the display

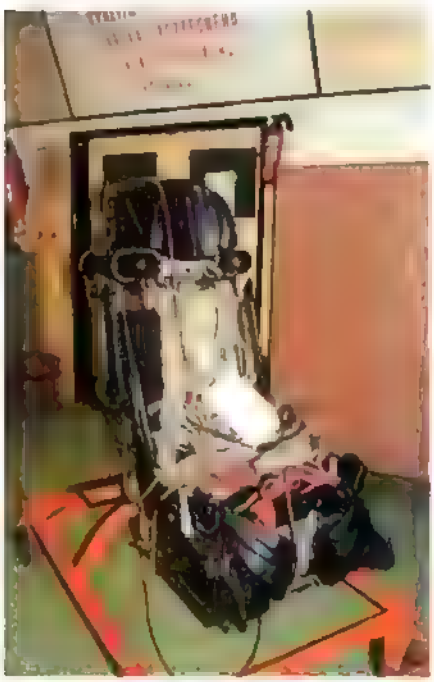


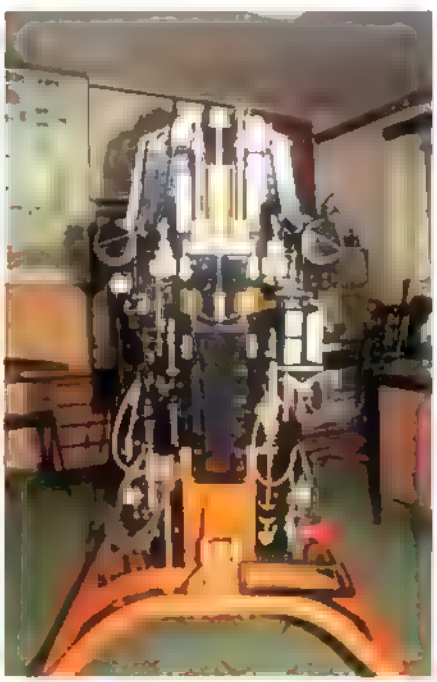
Řídicí páka, nožní řízení a přední část bočních panelů
Control stick, foot pedals and side panel front sections

Pravá strana sedadla K-36DM
K-36DM ejection seat starboard side

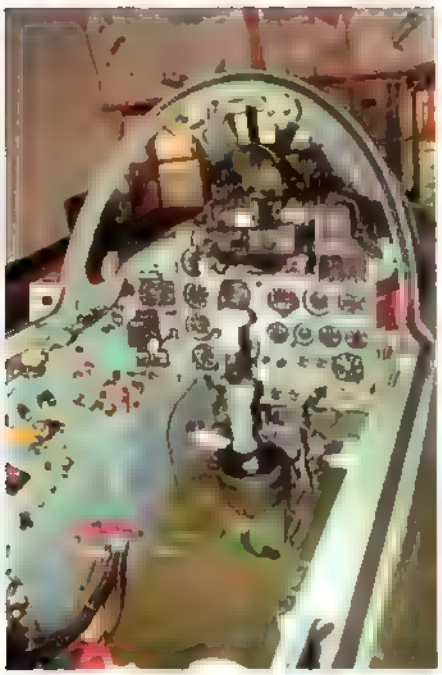


Umístění sedadla v pilotním prostoru, zajišťovací lanka mechanismu sedadla a rukojetí
K-36DM seat installation, note safety chord and pins locked to seat units and handles





Vystřelovací sedadlo K-36DM, zepředu (vlevo), zezadu (uprostřed) a zleva (vpravo), umístěné na montážním vozíku
K-36DM ejection seat looking rearward (left) and forward (centre) and port side (right). The seat is locked to special maintenance dolly



Přístrojová deska předního pil. prostoru. V místě obrazovky jsou zde signal. tabla.

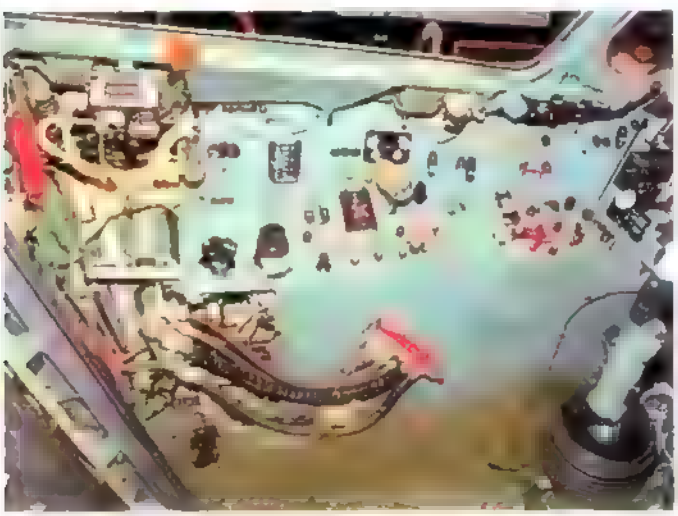
Front cockpit instrument panel. Signal lights in place of the display

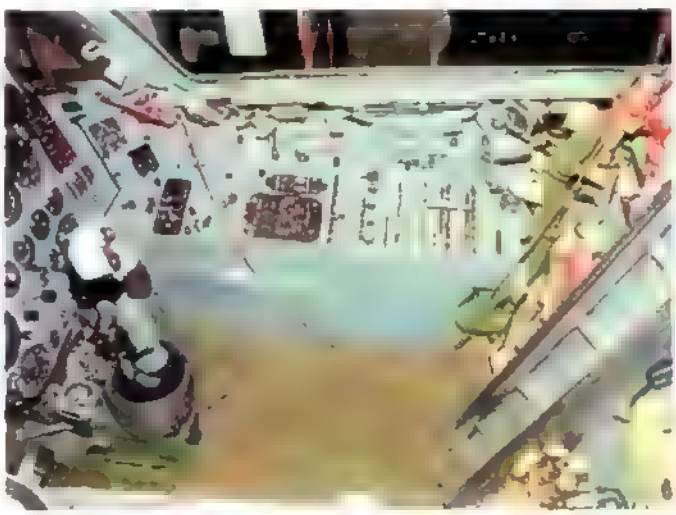
Zadní strana předního pilotního prostoru. Vodicí kolejnice vyjmutého sedadla K-36DM.

Front cockpit rear bulkhead. Two guide rails for K-36DM ejection seat (removed).

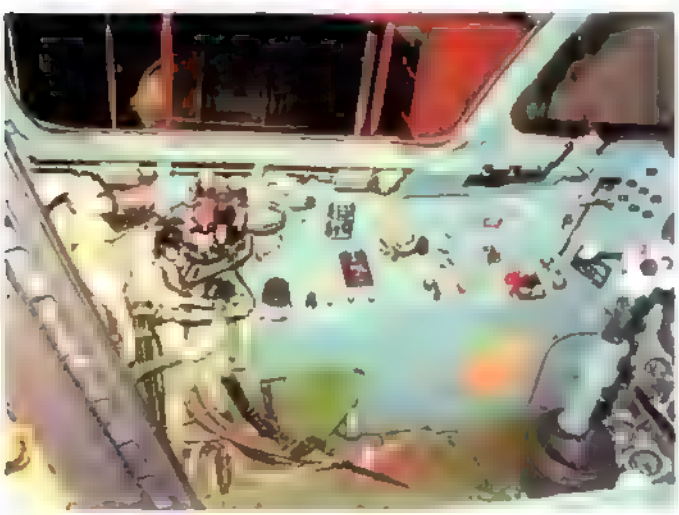
Přístrojová deska zadního pil. prostoru. Počet přístrojů snížen oproti přední desce

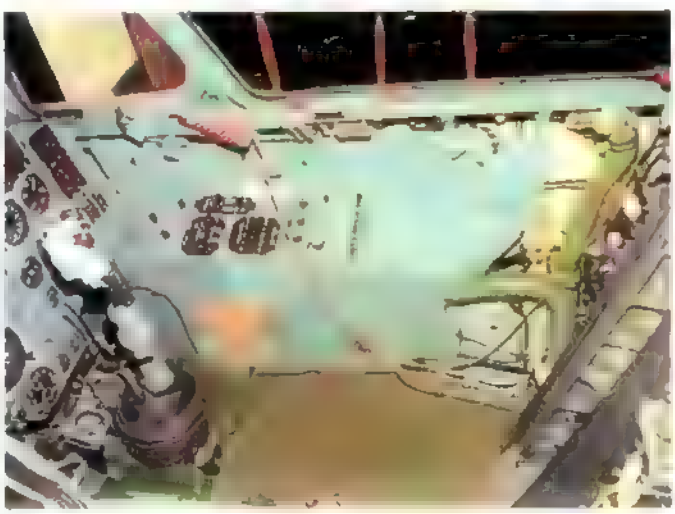
Rear cockpit instrument panel. Note reduced instrumentation compared with front panel





Levý (vlevo) a pravý (vpravo) boční panel předního pilotního prostoru. Sedadlo K-36DM vyjmuto
Front cockpit port (left) and starboard (right) side consoles. The K-36DM ejection seat is removed

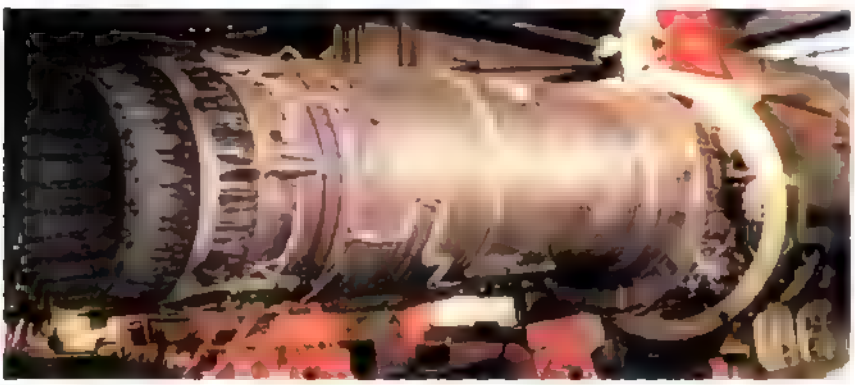


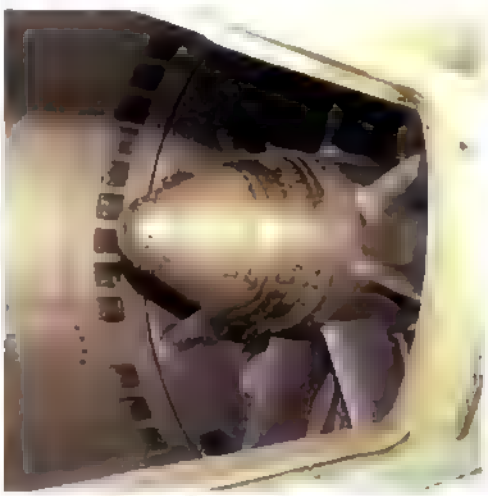


Levý (vlevo) a pravý (vpravo) boční panel zadního pilot. prostoru. Oproti přednímu prostoru je počet ovl. a sign. prvků menší
Rear cockpit port (left) and stbd. (right) side consoles. Note reduced control and signal instrumentation compared with the front cockpit

Vzduchový kanál, pohled dopředu od přepážky č. 34
Air intake, looking forward from the bulkhead No.34.

Čelo motoru AL-21F-3S, vpravo nahoře kontrolní otvor
AL-21F-3S compressor face, service and control hatch at the top right





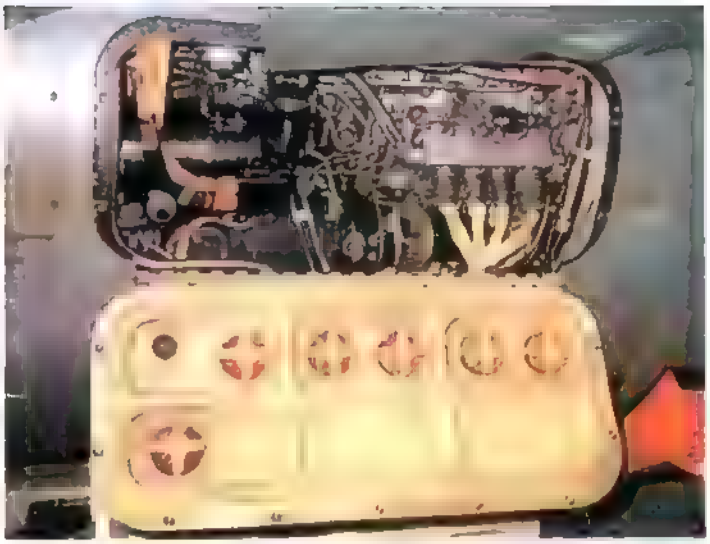
Nahoře: Uložení motoru AL-21F-3S. Zadní část trupu od př. č. 34a je demontována
Vpravo: Pohled kontrolním otvorem na čelo motoru AL-21F-3S

Above: AL-21F-3S engine. Fuselage rear part aft the bulkhead No. 34a removed
Right: AL-21F-3S compressor face seen through the control hatch

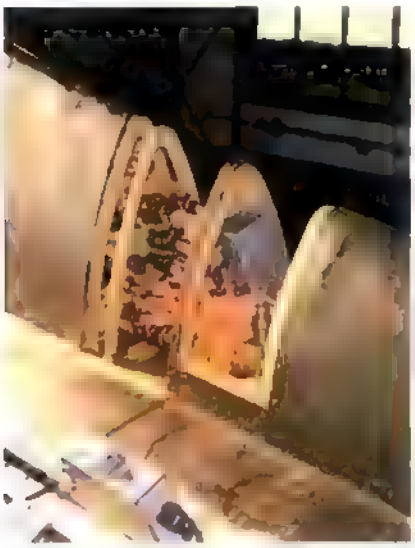
Stavitelná tryska motoru s komorou přídavného spalování
Variable convergent nozzle and afterburner

Vnitřní konstrukce zadní části trupu
Internal construction of the fuselage rear section

Část avioniky Su-22UM-3K v hřebenu za zadním pil. prostorem
Part of Su-22UM-3K avionics in dorsal spine behind rear cockpit

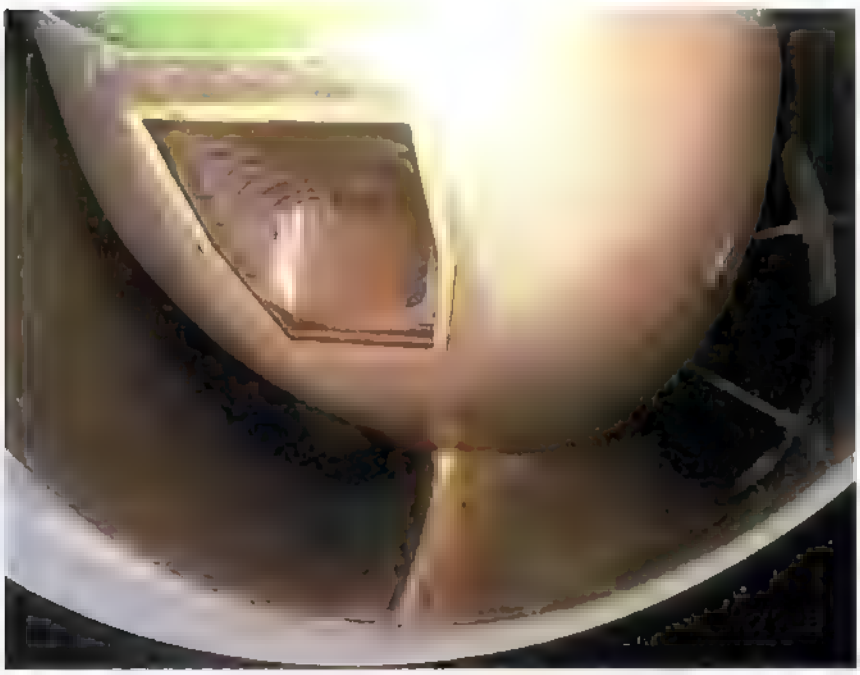


Jeden z pravých odkl. krytů agregátu motoru s přetlakovými ventily
One of starboard engine bay access panels with overpressure valves



Kýlový přechod Su-22UM-3K
Su-22UM-3K fin fairing

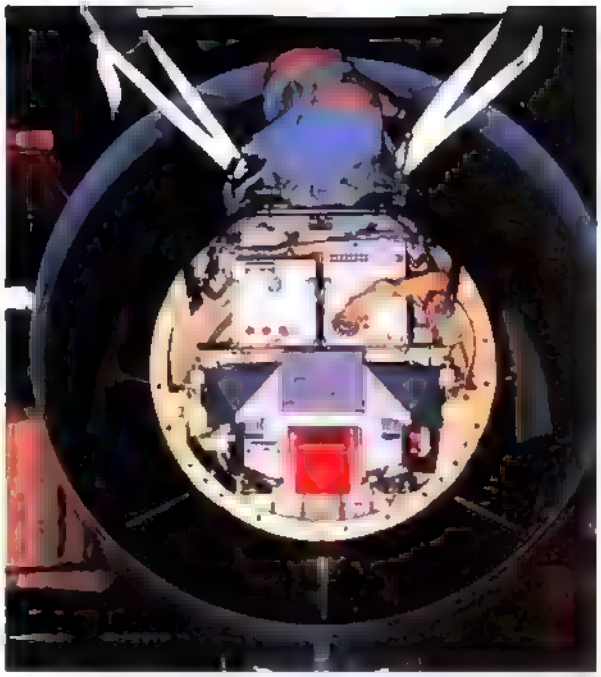
Horní přídavný prostor přístrojového vybavení letounu Su-22UM-3K
Su-22UM-3K upper nose instrument bay



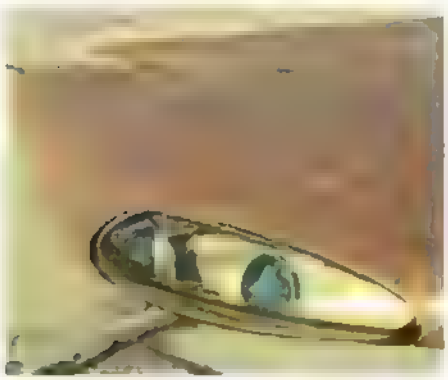
Laserový vyhledávač a značkovač cíle KLEN-54 umístěný ve spodní části vstupního kužele
Laser search/tracker and target designator KLEN-54 located in intake cone bottom part

Palubní počítač letounu Su-22M-4
Su-22M-4 board computer bay

Nahoře: Dopplerovské zařízení DISS-7 umístěné před přední podvozkovou šachtou
Vpravo: Bloky laserového dálkoměru a značkovače KLEN-54 umístěné pod pevným kuželem vstupního ústrojí

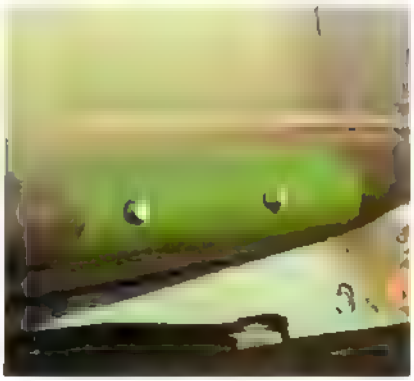


Above: The DISS-7 avionics located in front of the nose wheel well
Right: Laser rangefinder and target designator KLEN-54 under the fixed nose cone cover



Pravé kombinované poziční světlo.
Twin starboard position light.

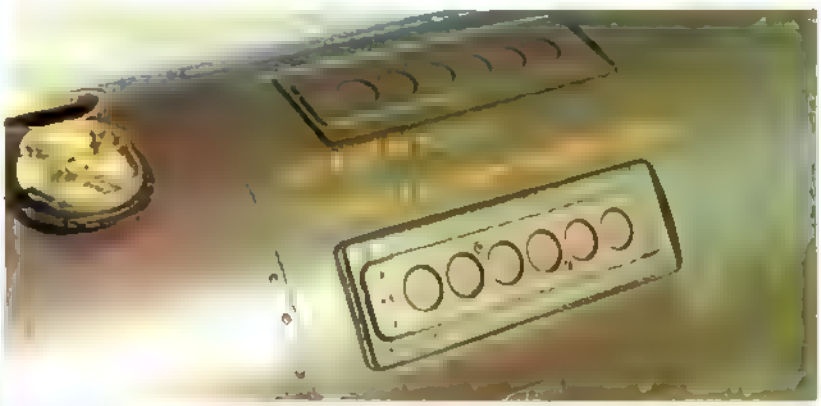
Zadní poz. světlo a antény systému SIRENA.
Tail position light, SIRENA RHAW sensors



Antény syst. SIRENA v náb. hraně kýlu
SIRENA RHAW sensors in wing leading edge

Plnicí otvor palivové soustavy na hřebenu trupu
Fuel filler cap on the top of dorsal spine.

Zadní část pravé přední vysmetnice klamných cílů ASO
Rear part of starboard front ASO dispensers



Vysmetnice klamných cílů KDS na hřbetě trupu před plnicím otvorem paliva
The KDS dispenser located in dorsal spine in front of the fuel filler cap

Pravy (vlevo) a levy (vpravo) kanon NR-30 v kořenech křídel. Ochranné panely ze žáruvzdorné oceli mají odlišný tvar
Starboard (left) and port (right) NR-30 cannon in wing roots. Note the different shape of protective heat resistant steel panels

Prostor pravého kanónu (Su-22UM-3K)
Starboard gun bay (Su-22UM-3K).

Zavřený a otevřený kryt pravého kanónu. Kryt a otvory jsou odlišné od levé strany
Stbd. top cannon bay access panel, closed and opened. Note port bay is shaped differently

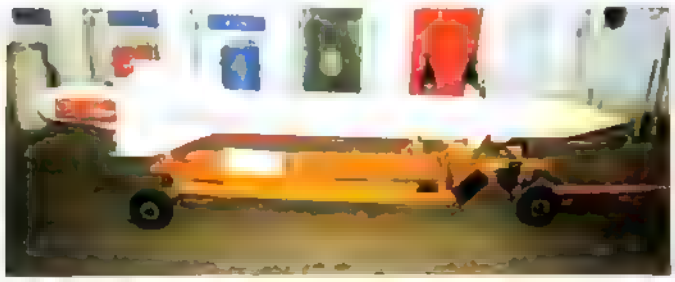
Zadní (nahoře) a přední (dole) trupový závěsník.
Rear (top) and front (bottom) fuselage pylon.

Střední křídelní pylon s adaptérem P-62-1MD pro raketu R-60 (AA-8 Aphid)
Central wing pylon with P-62-1MD launcher for R-60 missile (AA-8 Aphid)

Pouzdro BA-58 systemu VJUGA (vpravo), řídicí protiradiolokační střely Ch-58E nesené na vypouštěcích zařízeních AKU-58 pod trupem (vlevo)
VJUGA system container BA-58 (right) used for control of Kh-58E anti-radiation missiles, which are attached to AKU-58 launchers under fuselage pylons (left)

Radiem navaděná protizemní střela Ch-25MR (AS-10 Karen)
Kh-25MR (AS-10 Karen) radio controlled air-to-ground missile

Laserem navaděná protizemní střela Ch-25ML (AS-10 Karen)
Kh-25ML (AS-10 Karen) laser homing missile

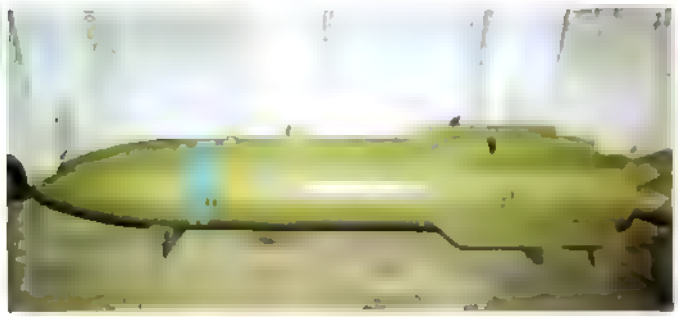


Protiradiolokační střela Ch-25MP (AS-12 Kegler)
Kh-25MP (AS-12 Kegler) anti-radiation missile.

Ch-25ML (vepředu) a Ch-29L (AS-14 Kedge) (vzadu)
Kh-25ML (at foreground) and Kh-29L (AS-14 Kedge) (at background)

Protiradiolokační střela Ch-58E (AS-11 Kilter)
Kh-58E (AS-11 Kilter) anti-radiation missile.

Nadkalibrní neřízená protizemní raketa S-25 s kontejnerem PU-O-25
Unguided air-to-ground S-25 rocket with PU-O-25 launcher/container



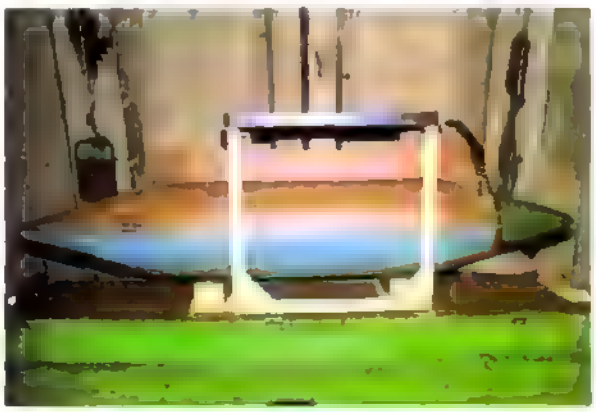
Brzděná padáková puma PB-250.
PB-250 retarded bomb.

Kontejner RBK-250
RBK-250 dispenser

Protiletadlová raketa R-60 s infračervenym navaděnim (AA-8 Aphid)
R-60 IR anti aircraft missile (NATO code AA-8 Aphid)

Čtyřhlavňové vypouštěcí zařízení RM-122 pro rakety S-13
RM-122 four-barrell launcher for S-13 rockets

Kontejner SPS pro vedení radioelektronického boje (REB)
SPS radar and radio jamming (ECM) pod used in CzAF



Pouzdro s navaděcí aparaturou DELTA NM [illegible]
DELTA NM guidance pod, looking to starboard

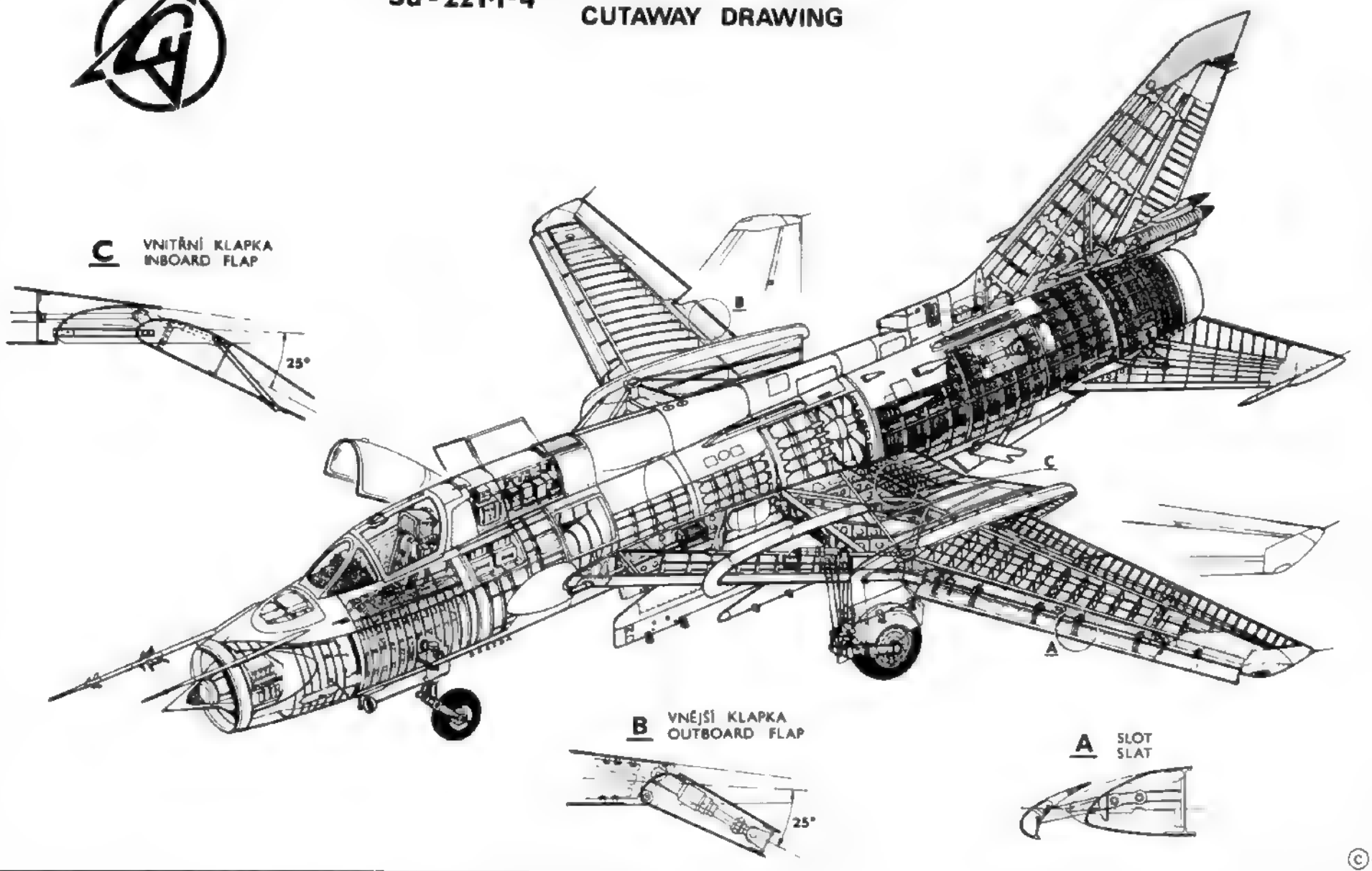
Kontejner KMGU [illegible] (nahoře) a nabitá raketnice UB-32M-57 (dole)
KMGU [illegible] cluster dispenser (top) and loaded UB-32M-57 rocket pod (bot[illegible]

[illegible] bomba [illegible] raketa S7-57 ráže 57 mm
[illegible] S7-57 57 mm FFAR behind it

Kanonové pouzdro SPPU-22 nesené na vnějších kri[illegible] pro střelbu vpřed
SPPU-22 cannon pod attached to outer wing pylons for [illegible] and ground straffing

Bomba FAB-500 na transportním zdvižném vozíku
FAB-500 iron bomb on transport and loading dolly

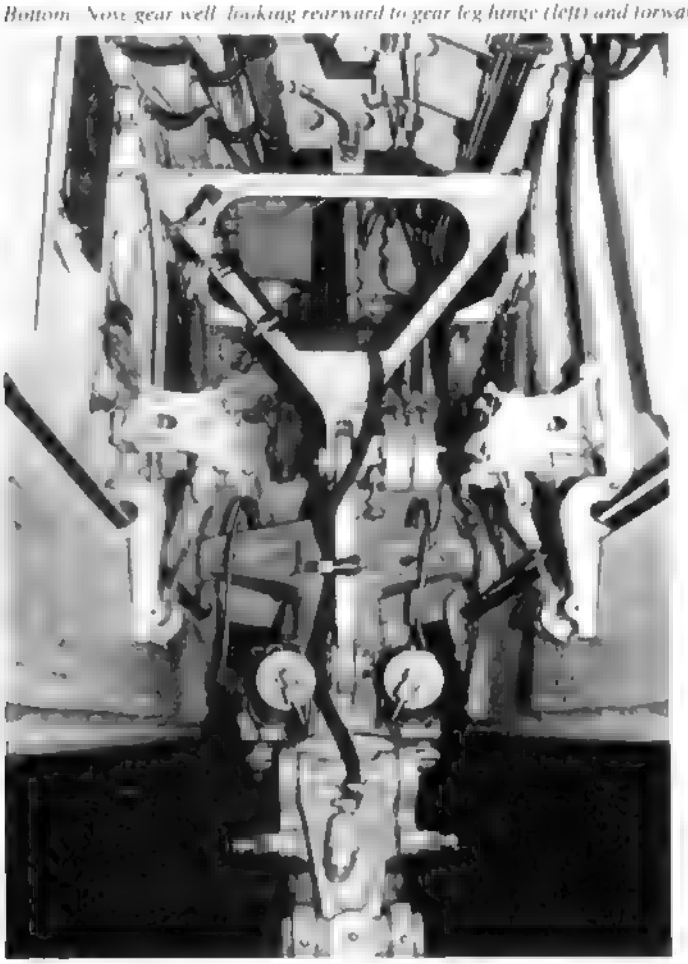
Su-22M-4 RENTGENOVÝ ŘEZ
CUTAWAY DRAWING

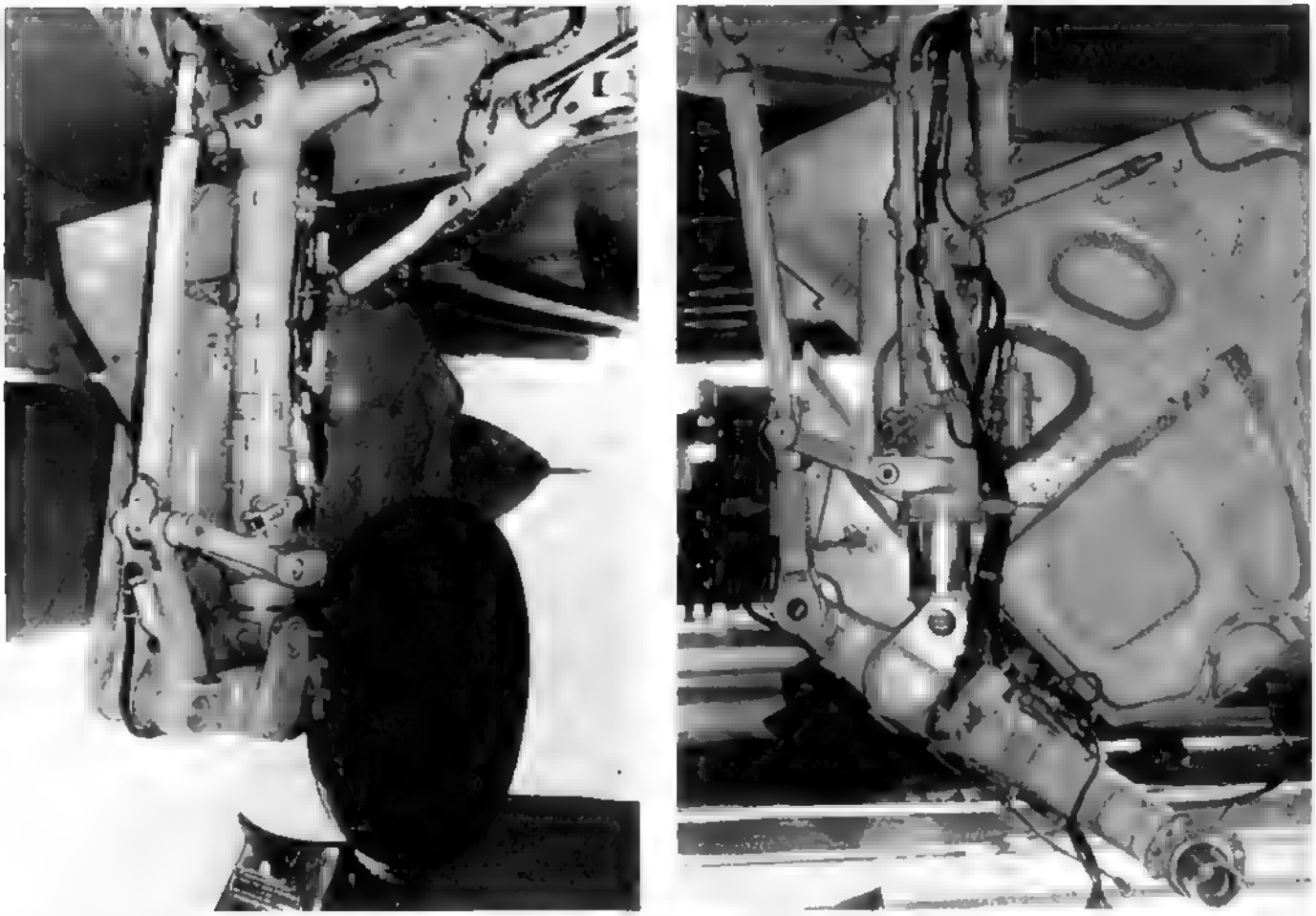


©4₁

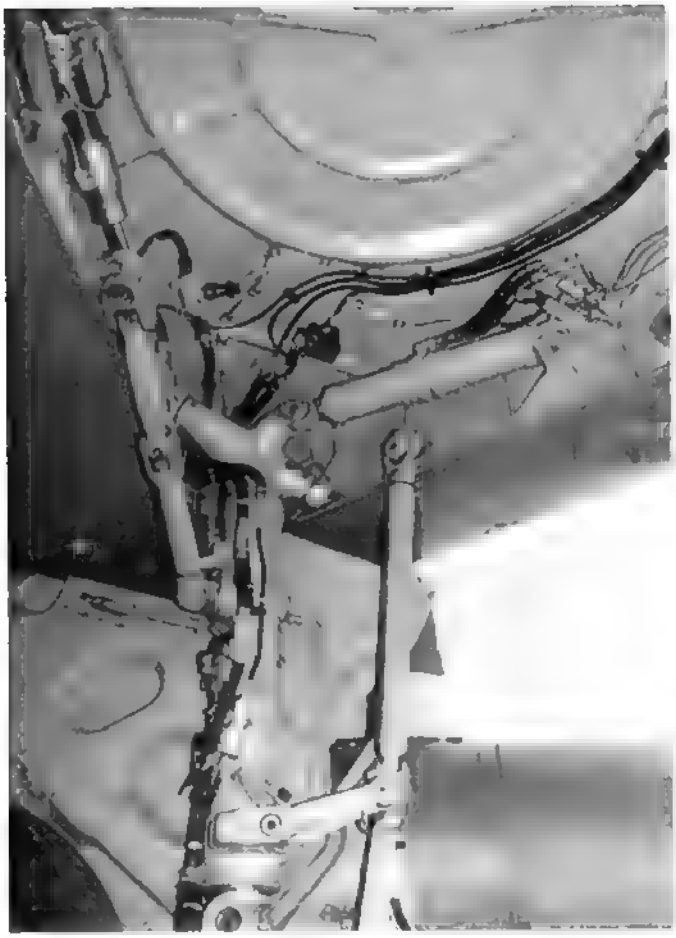
Nahoře Přední podvozková noha, pohled zprava a zezadu
Top. Nose gear leg and wheel, looking from starboard and forward

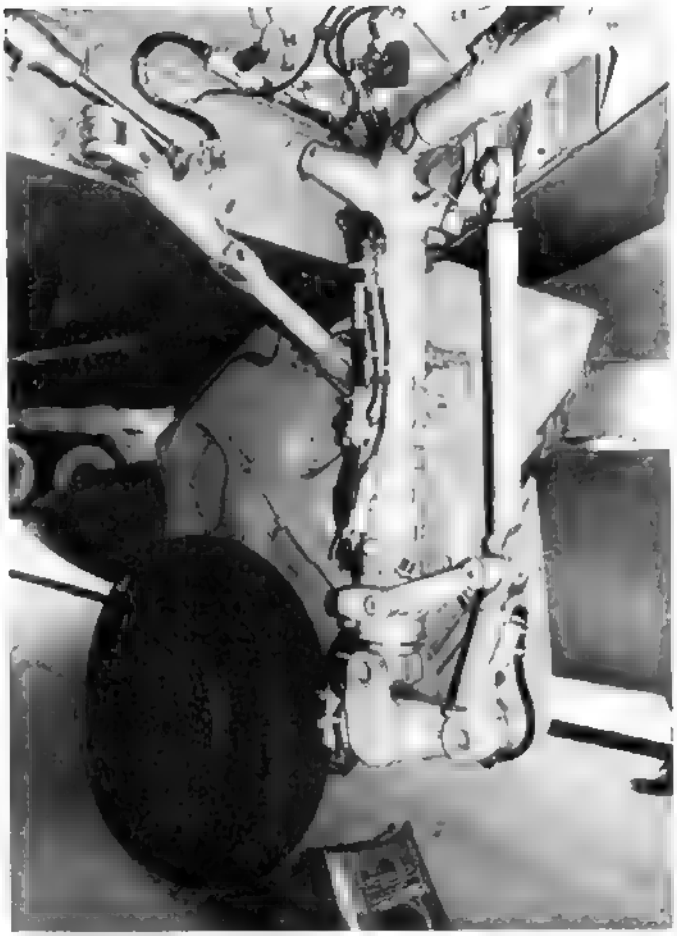
Dole Přední podvozková šachta, pohled dozadu na ukotvení nohy (vlevo) a dopředu na palubní akumulátor na přední stěně (vpravo)
Bottom Nose gear well looking rearward to gear leg hinge (left) and forward to board power battery on the front bulkhead (right)





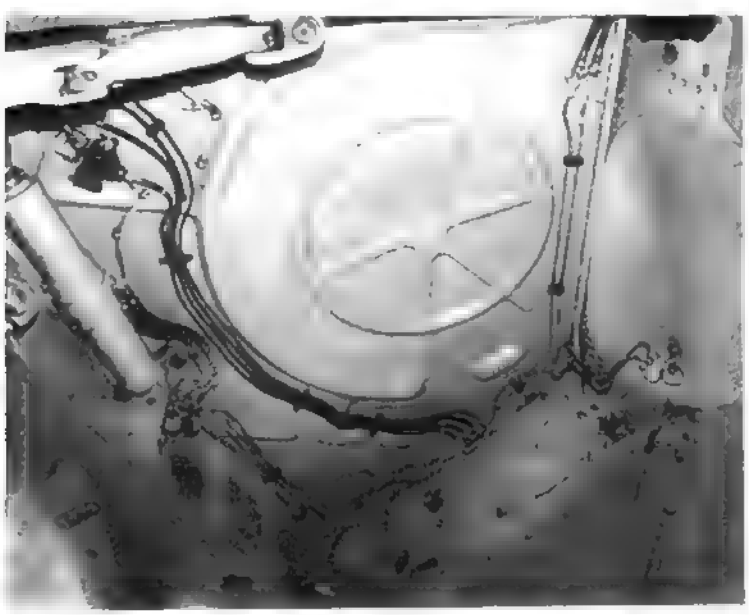
Pravá hlavní podvozková noha letounu Su-22M-4 (vlevo) a Su-22UM-3K (vpravo) s demontovaným kolem. Obě nohy jsou téměř identické
Starboard main gear for Su-22M-4 (left) and Su-22UM-3K (right), the later without wheel. Note that they are almost identical

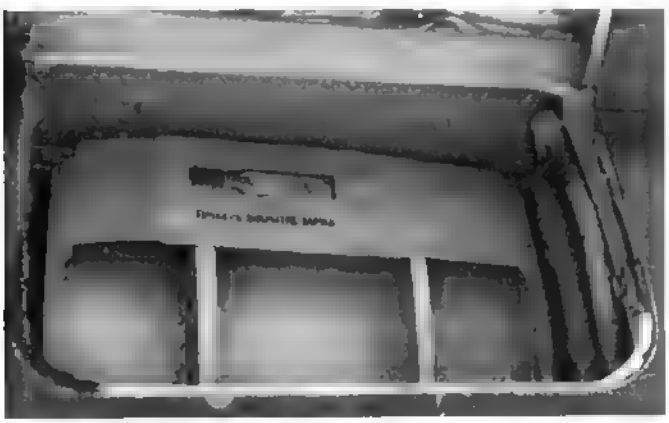




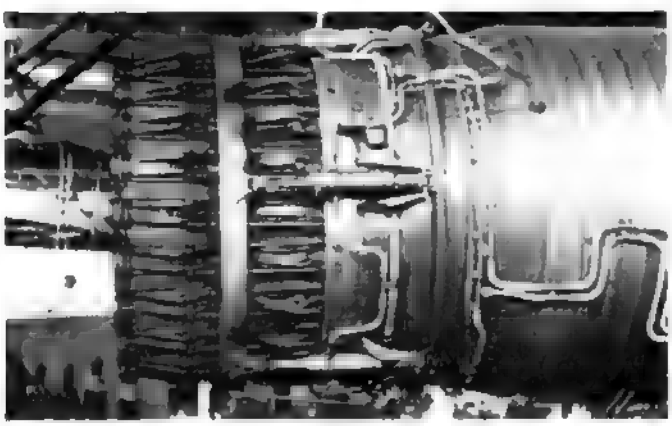
Nahoře: Levá hlavní podvozková noha, zavěšení (vlevo) a celkový pohled (vpravo)
Vpravo: Levá hlavní podvozková noha, pohled dopředu
Dole: Šachta levého hlavního podvozku, pohled dopředu

Top: Port main gear (right) and gear hinge and actuators (left)
Right: Port main gear, looking forward
Bottom: Port main gear well, looking forward





Kryty kontrolního otvoru vzd. kanálu a čelní strany motoru. Vnější otevřen, vnitřní uzavřen (vlevo) a vnější uzavřen (vpravo)
Air inlet and engine maintenance and control hatch, outer panel open, inner closed (left) and view to closed hatch (right).



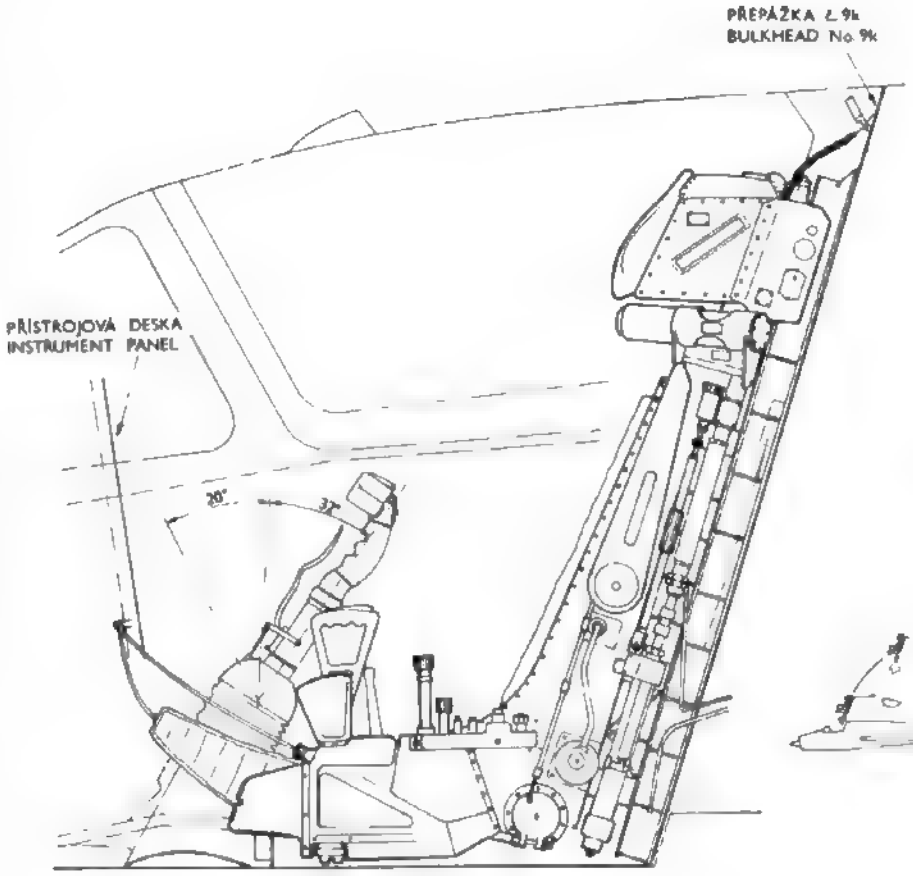
Výstupní tryska s proměnnou geometrií.
Variable tailpipe.

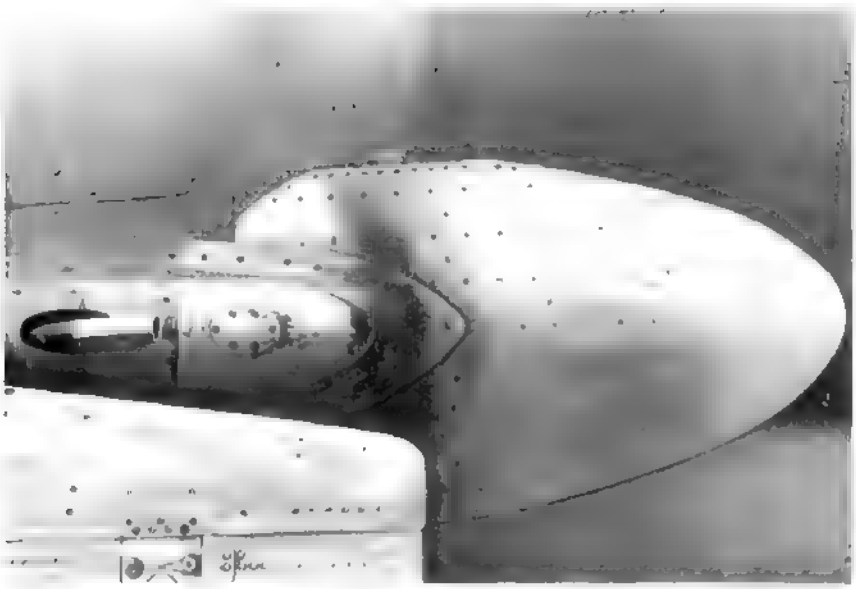
Agregáty motorového příslušenství na spodní části trupu
The engine auxiliary units in fuselage bottom section

Nahoře: Levá horní antipompážní klapka, snímač úhlu náběhu a snímač tlaku
Vlevo: Otevřený překryt kabiny. Zpětné zrcátko na středním rámu a dvě další na vnitřní straně předního rámu. Zaclonka pro nácvik letu podle přístrojů složena

Top: Upper port auxiliary air intake door, pitch AoA vane and pitot sensor
Left: Open cockpit canopy. Rearview mirror on the central canopy frame, two mirrors on the inner side of front frame, folded instrument training hood

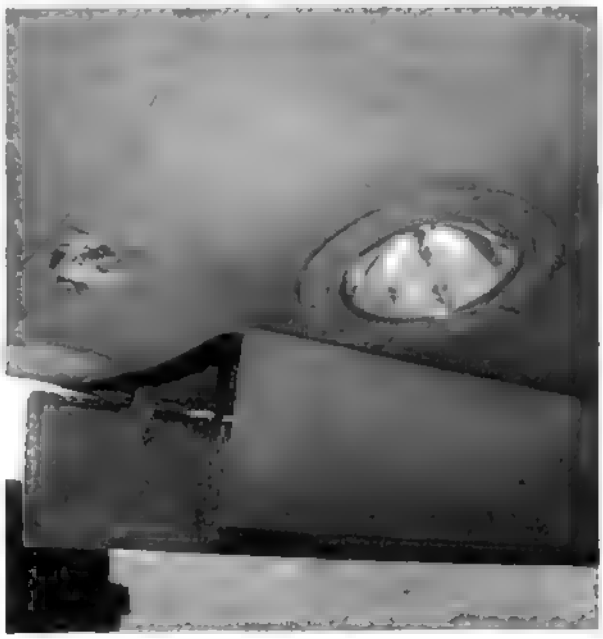
INSTALACE SEDAČKY K-36 DM
THE K-36 DM EJECTION SEAT INSTALLATION



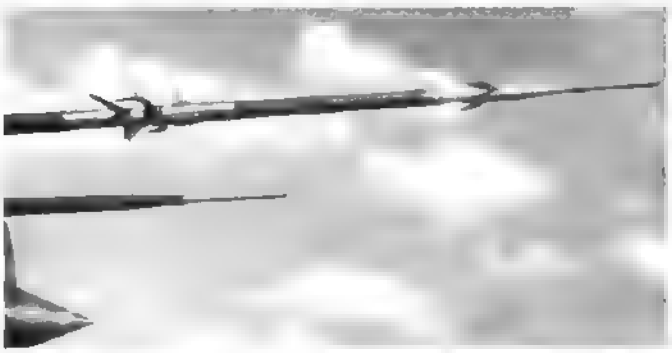


Nahoře. Pravý kanón NR-30. Stopy spalin na ochranném panelu ze žáruvzdorné oceli
Vpravo: Umístění levého kanónu NR-30. Počet a tvar odvětrávacích otvorů je odlišný od pravého kanónu

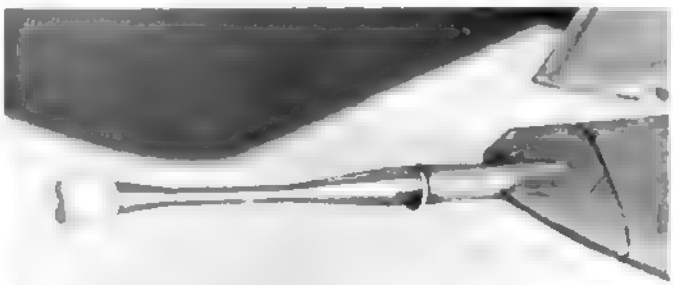
Top. Starboard NR-30 wing cannon. Smoke stains on the protective heat resistant steel panel.
Right: Port NR-30 cannon section. The number and dimensions of gas vents differs on the starboard side



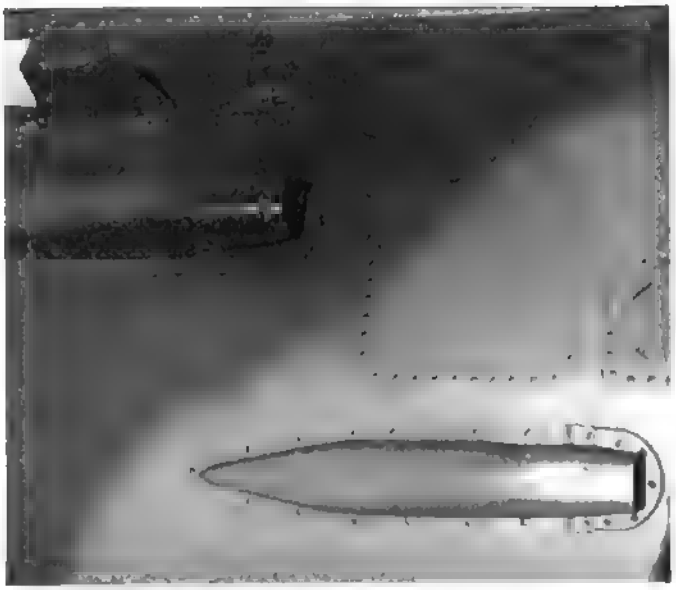
Pravý (vlevo) a levý (vpravo) přistávací světlomet. Jejich kryty mají rozdílný tvar a jsou vzájemně příčně přesazeny
Starboard (left) and port (right) landing and taxi lights. Their fairings have different shapes. Lights are not aligned to centre line



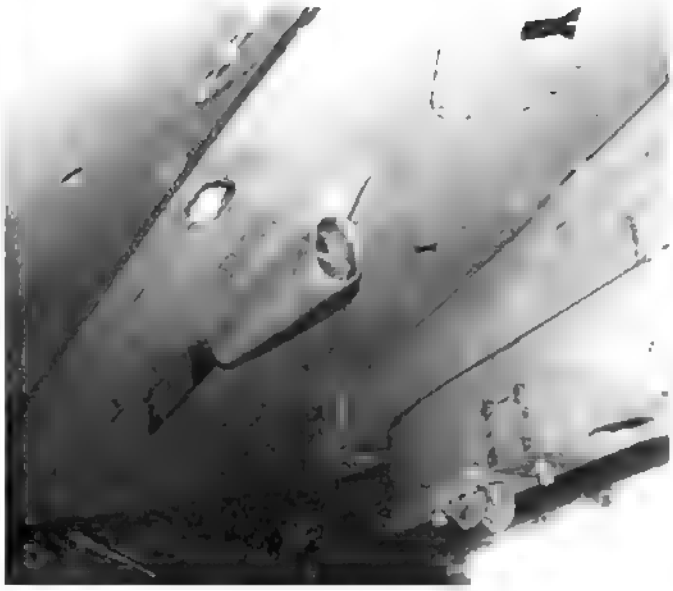
Pitot-statická trubice se snímači úhlu náběhu a snosu.
Pitot-static boom with yaw and pitch AoA vanes.



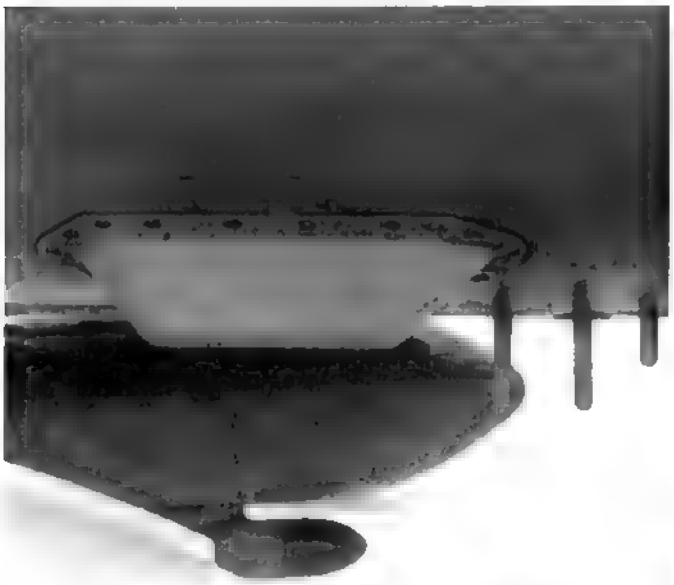
Pravý křídelní vyzařovač statické elektřiny
Starboard rigid static discharge device



Dva vstupy vzduchu pro chlazení motorového prostoru.
Two air inlets for engine section cooling.

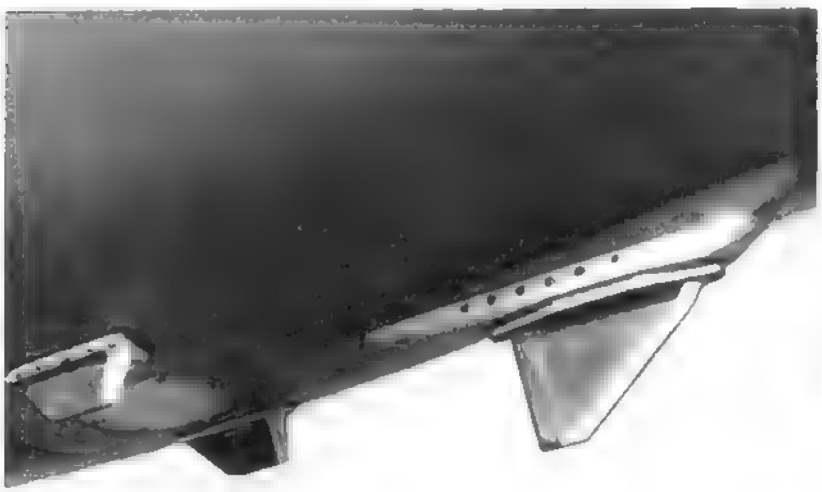


Vstup vzduchu pro odvětrání prostoru kanónu NR-30
Air inlet for NR-30 cannon buy ventilation



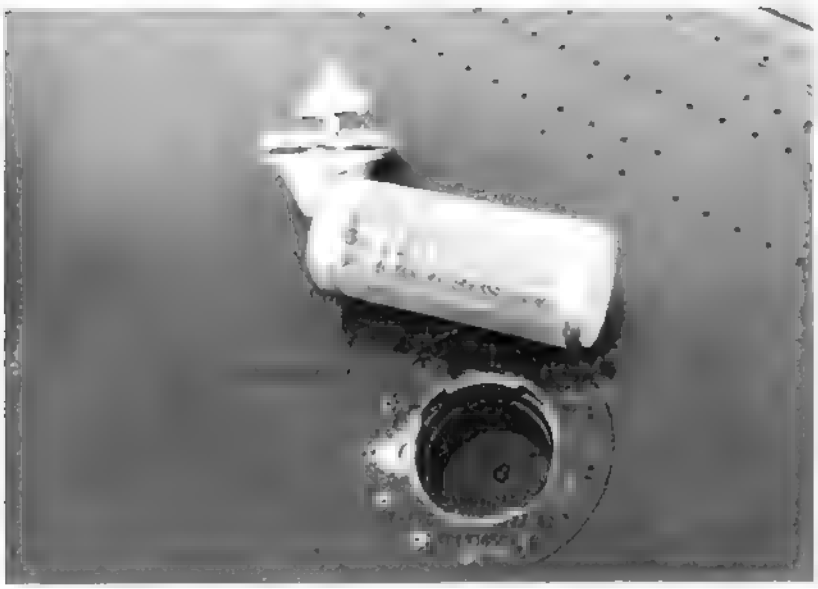
Antény na spodku trupu za přední podvozkovou šachtou.
Antennae at the bottom of fuselage behind nose gear well.

Kryt anteny na aerodynamickém hřbetu za kabinou.
Aerial fairing at the top of fuselage spine behind the cockpit



Antény pod přídí trupu.
Three antennae under fuselage nose section.

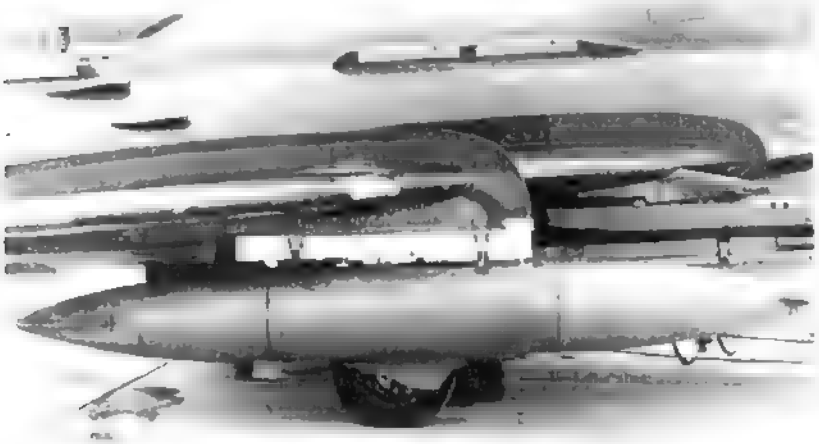
Anténa a závěsné oko na spodní části trupu
Antennae and hinge under rear fuselage section



Křídelní plnicí otvor paliva se sítkem a uzavěrem
Wing tank fuel cap with grid and plug

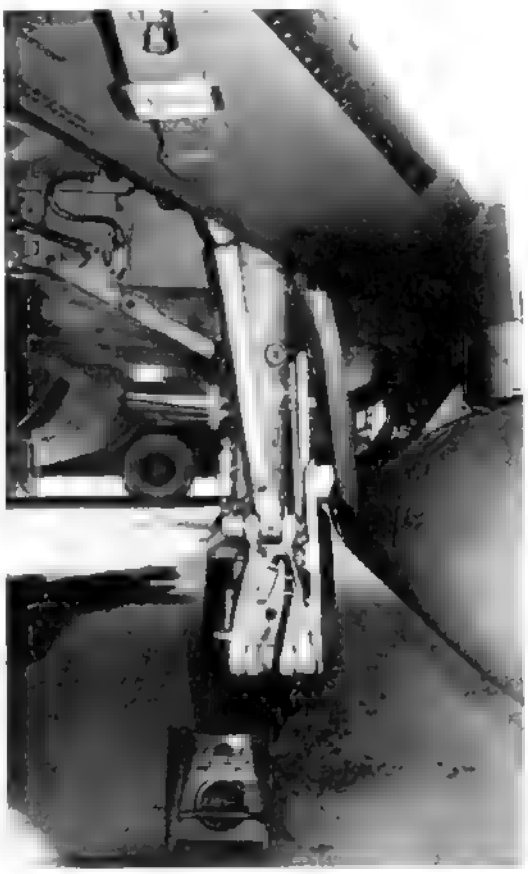
Vpravo. Levý vnější křídelní pylon s podvěšenou přídavnou nádrží a levá hlavní podvozková noha
Dole. Závěšení přídavné nádrže paliva na vnější křídelní pylon a adaptér

Right. Port outer wing pylon and adaptor with jettisonable external fuel tank and port main gear
Bottom. Jettisonable external fuel tank under outer wing pylon and rack, looking inward



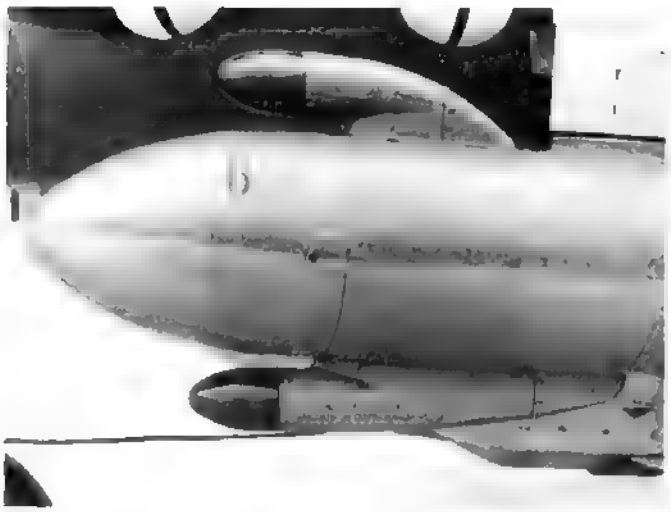
Nahoře. Přídavná nádrž PTB-800 o obsahu 820 l s plnicím otvorem paliva, pohled shora
Vlevo. Závěšení přídavné nádrže na vnější křídelní pylon, pohled z vnitřní strany

Top. PTB-800 external 820 l fuel tank with fuel cap, looking downward
Left. External fuel tank under outer wing pylon, looking outward



Su-22M-4, černě dělené, bíle lemované číslo 2719 47 průzkumný letecký pluk, Hradec Králové prosinec 1990. Letoun nese kombinaci průzkumného kontejneru a podvěsu pro REB

Su-22M-4, 2719 black, divided, white outlined, 47th Recon Regt Hradec Kralove CSFR, December 1990. This aircraft carries a combination of reconnaissance centreline pod and ECM pod under port wing.



Přední a zadní část podvěsu SPS určeného pro radioelektronický boj (REB)
Front and rear section of SPS ECM pod

Nahoře: Tentýž letoun jako v záhlaví. Raketnice UB-32A/57 je prázdná a je nesena z důvodů aerodynamického vyvážení
Vpravo: Průzkumný kontejner KKR zepředu

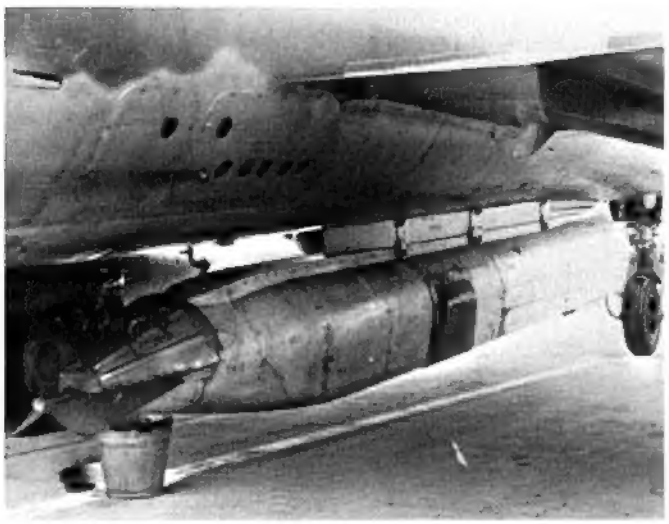
Above. The same Su-22M-4 as above. The empty UB-32A/57 rocket pod is carried for aerodynamical reasons
Right: KKR reconnaissance pod, looking rearward

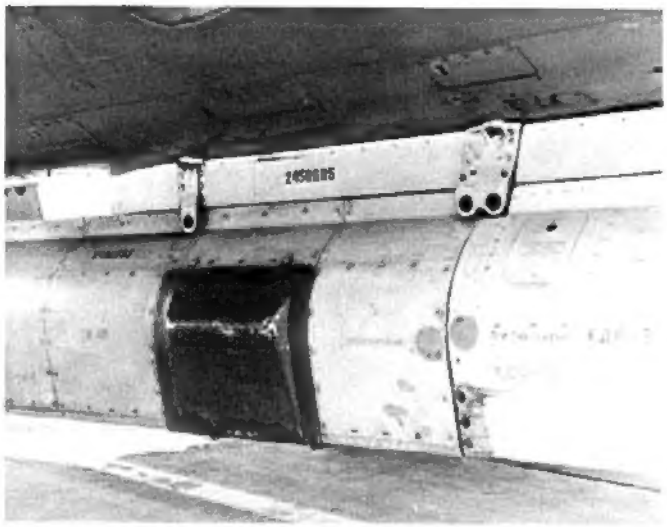
Tmavé zelena Dark Green	FS 34079		Žlutá Yellow	FS 23655	
Světle zelená Light Green	FS 34097		Světle šedá Light Grey	FS 36622	
Tmavé hnědá Dark Brown	FS 30059		Černá Black	FS 37038	
Světle hnědá Tan	FS 30219		Hliníková Aluminium	FS 17178	
Světle šedomodrá Pale Grey-Blue	FS 34277		Nerezová ocel Stainless Steel		
Zelena Green	FS 14110		Vypálený kov Burned Metal		

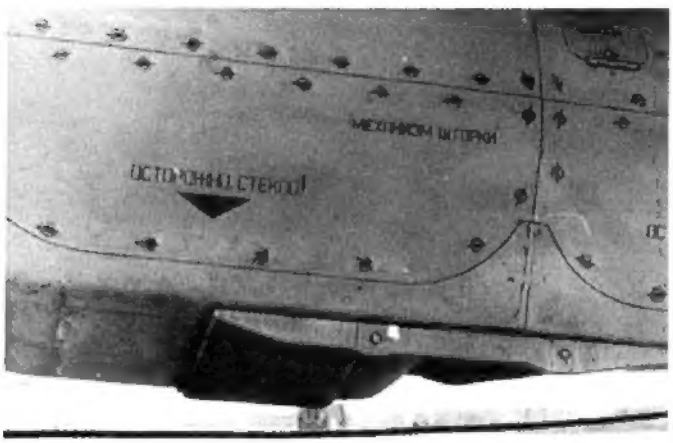
Su-22M-4 NÁMĚŠŤ N/OSL. 1990

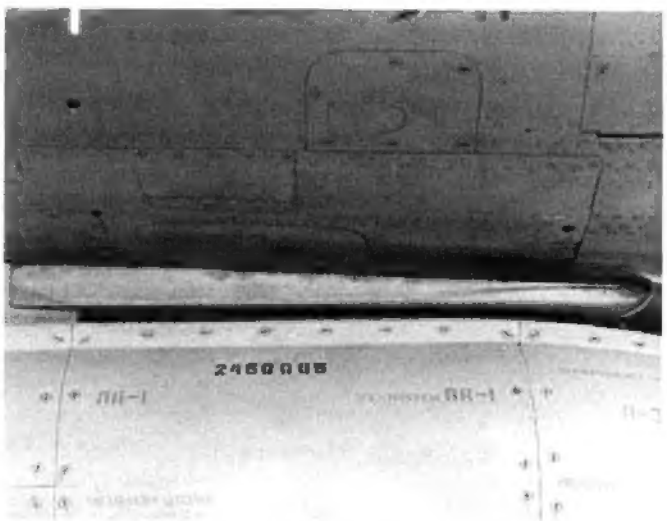
Průzkumný kontejner KKR, pohled zprava (vlevo), pohled zezadu (vlevo dole) a detail střední části se závěsem (vpravo dole). Kontejner je opatřen ochrannými kryty.

KKR reconnaissance pod, starboard side (left), looking forward (bottom left) and central section and pylon detail (bottom right). The pod has protective covers.

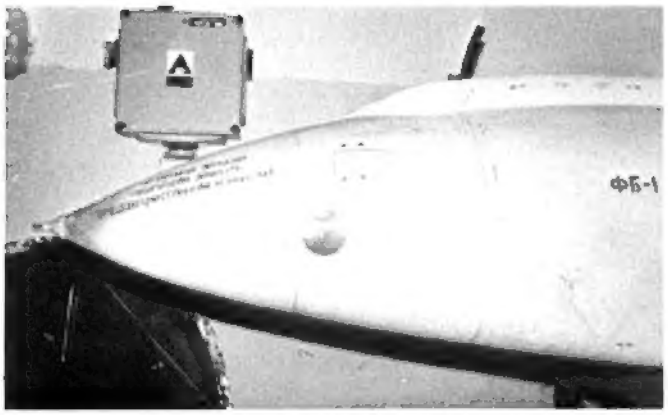


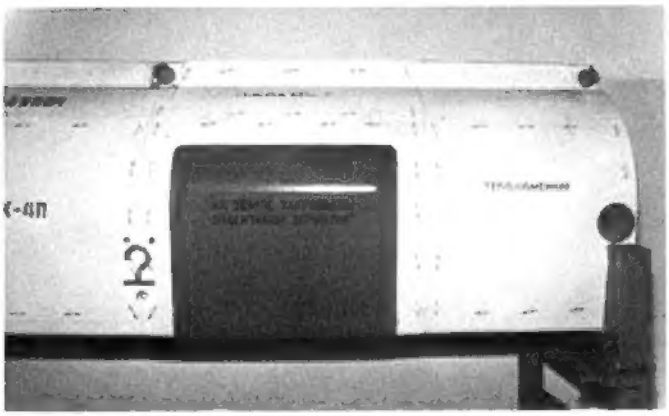




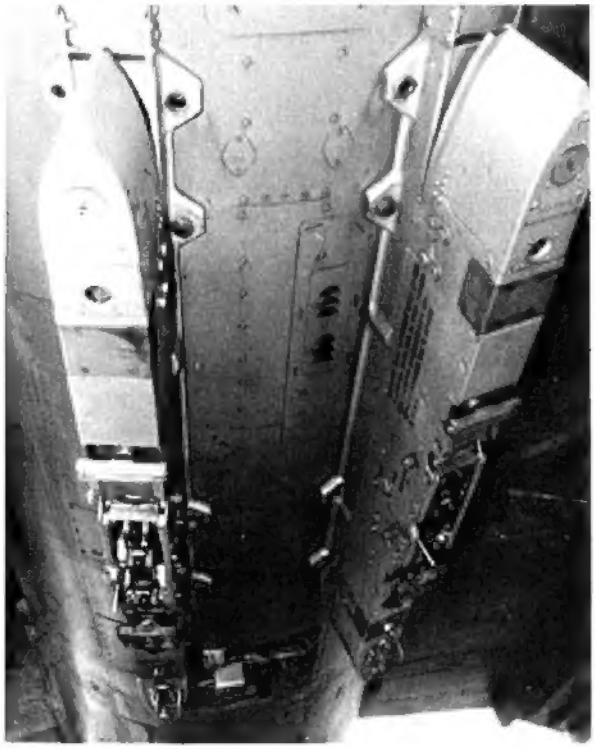


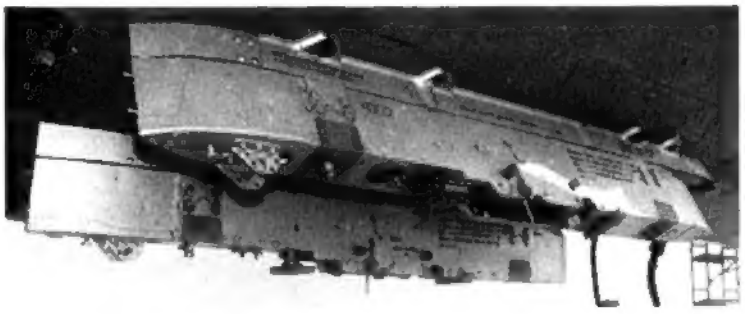
Kabelový kryt před závěsníkem průzkumného kontejneru (vpravo) a okénko kamery na jeho spodní straně (vlevo).
Cable protection fairing in front of centreline pod pylon (right) and camera window at reconnaissance pod bottom side (left).

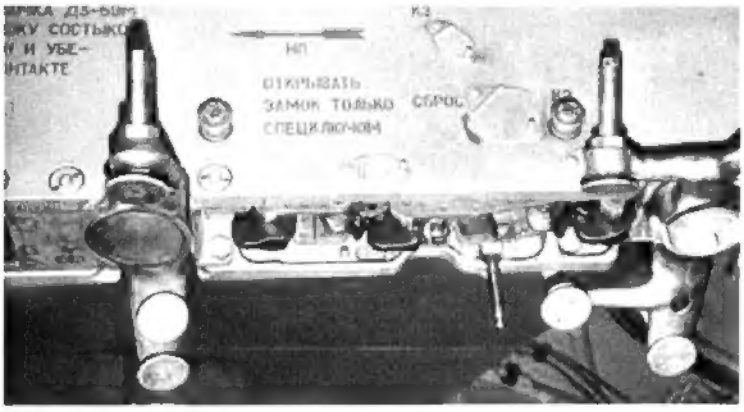


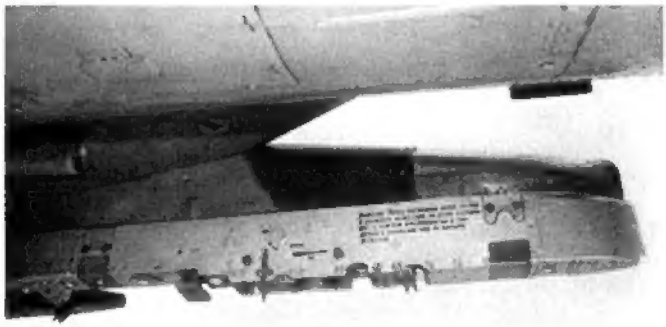


Zadní (vlevo) a střední (vpravo) část kombinovaného průzkumného kontejneru KKR, kde jsou umístěny moduly elektroniky.
Rear (left) and central section (right) of multi-purpose KKR reconnaissance pod. The ELINT modules are here.



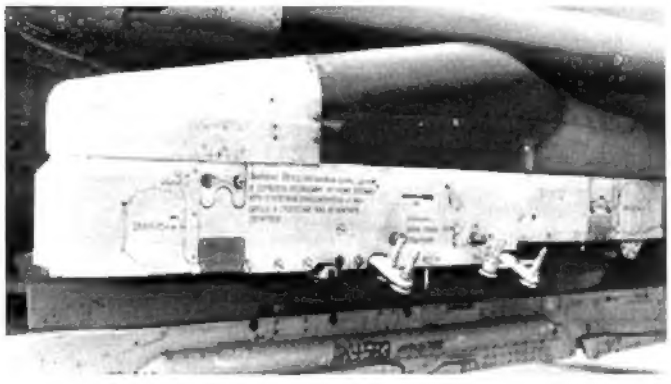


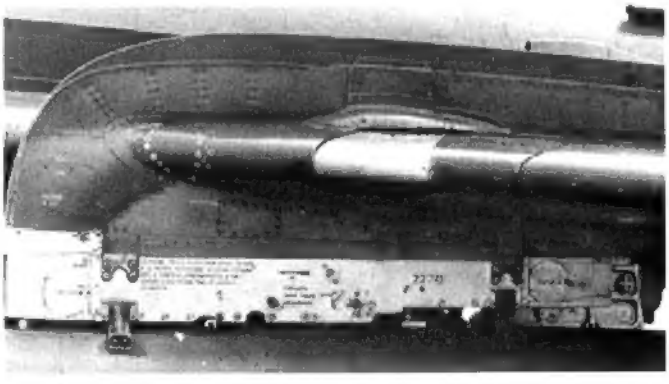




Nahoře vlevo a vpravo: Podtrupové závěsníky BD-3-57MTA a detail upínacího mechanismu.
Vnitřní křídelní pylon a závěsník, pohled zprava (vlevo) a zleva (vlevo dole).
Vnější křídelní pylon a závěsník (dole).

Top left and right: BD-3-57MTA fuselage launchers and lock device detail.
Inner wing pylon and launcher, starboard (left) and port (right) view.
Outer wing pylon and launcher (below).





3619